

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
“КІЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ”

За підтримки:

- Національного космічного агентства України
- КП ЦКБ «АРСЕНАЛ»
- Українського відділення Міжнародної громадської організації «Академія навігації та керування рухом»

VI Міжнародна науково-технічна конференція

**ГІРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ,
КЕРУВАННЯ РУХОМ
ТА КОНСТРУЮВАННЯ
АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ**

Збірник доповідей

Частина I

26-27 квітня 2007 р.

Київ, Україна

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ УКРАИНЫ
“КИЕВСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ”

При поддержке:

- Национального космического агентства Украины
- КП ЦКБ «АРСЕНАЛ»
- Украинского отделения Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением»

VI Международная научно-техническая
конференция

**ГИРОТЕХНОЛОГИИ, НАВИГАЦИЯ,
УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ
И КОНСТРУИРОВАНИЕ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ
ТЕХНИКИ**

Сборник докладов

Часть I

26 - 27 апреля 2007 г.

Киев, Украина

MINISTRY OF SCIENCE AND EDUCATION OF UKRAINE
NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF UKRAINE
"KYIV POLYTECHNICAL INSTITUTE"

Co-sponsored by:

- The National space agency of Ukraine
- The SE CDB «ARSENAL»
- The Ukrainian branch of International public association «Academy of navigation and motion control»

VI International Conference

**GYROTECHNOLOGY, NAVIGATION,
MOVEMENT CONTROL AND AEROSPACE
TECHNIC ENGINEERING**

Reports

Part I

26-27 April, 2007

Kyiv, Ukraine

VI міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. К.: НТУУ «КПІ», 2007

Дана збірка містить матеріали пленарних та секційних доповідей, які були представлені на VI міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», що проводилась 26-27 квітня 2007р. в м. Києві.

Відповідальний редактор: Збруцький О.В.

Редактор: Мариношенко О.П.

ОРГАНІЗАЦІЙНИЙ ТА ПРОГРАМНИЙ КОМІТЕТ КОНФЕРЕНЦІЇ:

ГОЛОВА ОРГКОМІТЕТУ:

Згурівський М.З. – ректор Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», академік НАН України
ЗАСТУПНИКИ ГОЛОВИ ОРГКОМІТЕТУ:

Збруцький О.В. – декан, завідувач кафедрою Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», професор

Ільченко М.Ю. – проректор, Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» член-кор НАН України

ЧЛЕНИ ОРГКОМІТЕТУ:

Туз Ю.М. – професор, зав. кафедрою НТУУ «КПІ»

Циделко В.Д. – професор, зав. кафедрою НТУУ «КПІ»

Савін В.Г. – професор, зав. кафедрою НТУУ «КПІ»

Зінченко В.П. – доцент НТУУ «КПІ»

Зміст

Пленарні доповіді

О.П. Прусс. Сергей Королев в годы начального периода становления управляемых баллистических ракет	13
В.П. Маслов. Нано- та мікро технології з'єднання прецизійних конструкцій вузлів оптико-електронних приладів авіаційно-космічної техніки.....	21
С.Е. Переляев, Г.И. Чесноков, А.В. Чернодаров. Опыт разработки и проблемы в проектировании автономных высокоточных БИНС авиационно-космического назначения	28
А.Т. Кривовяз. Варианты применения аппаратуры спутниковой навигации в интегрированных навигационных системах различного назначения	38
Л.Н. Блохин. Проблематика конструирования конкурентоспособных систем стабилизации движения авиакосмических объектов.	47
Ф.Д. Заблоцький, С.Г. Савчук, К.Р. Третяк. Про необхідність підготовки фахівців за спеціальністю «Космічна геодезія»	51
В.В. Борисов, В.П. Зинченко. Разработка прочностных моделей конструкций на основе метода последовательной детализации	55
В.К. Артамонов, П.В. Артамонов, В.В. Власик, А.В. Клюев, С.Б. Юрчак, Н.Х. Асанов, Е.И. Говоров. Информационно-измерительная система регистрации распределенных параметров газового потока в процессе летных испытаний.....	62

Секція 1. Загальні питання розвитку космонавтики.

Роль академіка С.П. Корольова в розвитку космічних досліджень

Ю.П. Кузякін. Вклад академіка С.П.Корольова у становлення та розвиток космічної галузі	67
А.В. Переход. Многомерная вселення	75
О.П. Прусс. На пути к диалогу. Звездные планетарные системы на полях Земли	81
А.Г. Кириченко. К проблеме наблюдения и идентификации аномальных аэрокосмических явлений (ААЯ) средствами оптической локации.	89
А.С. Білик. Врахування людського фактору в уфологічних дослідженнях ..	94

Е.С. Щербина. Структура управляемых динамических систем по критерию модульной инвариантности	102
Д.Д. Лещенко, А.Л. Рачинская. Быстрое движение динамически симметричного спутника под действием момента сил светового давления в сопротивляющейся среде.	103
<u>Секція 2. Чутливі елементи систем навігації і керування рухомими об'єктами</u>	
Т.О. Бакалор, П.М. Бондар. Исследование низкочастотного спектра резонаторов кориолисова вибрационного гироскопа	110
Т.В.Балабанова. Математическая модель датчика угловой скорости прямого измерения	115
И.В. Балабанов. Разработка оптимального упругого подвеса датчика угловой скорости прямого измерения.....	126
Е.А. Бондаренко. Формулы для расчета параметров системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику лазерного гироскопа с неравнодобротным резонатором и слегка отстроенной частотой.....	134
В.В.Гавриленко, Т.В.Стеценко. Узагальнення динамічних моделей механічних вібраційних гіроскопів та покращення їх характеристик	142
В.О. Кулик. Алгоритмічна компенсація похибок мікромеханічних датчиків кутової швидкості	153
О.В. Збруцький, В.А.Снігур. Динаміка балочного вібраційного гіроскопа	159
N.A. Kaldymov, D.M. Kalichman, L. Ya. Kalichman, A.V. Polushkin, A.A. Skripkin, I.N. Kaldymov. The Specialized Equipment for Registration and Definitions of Levels of Vibrations Gyromotor's	167
В.В. Каракун, В.Н. Мельник, Е.А. Кладун. Об одномерных колебаниях плоских элементов подвеса гироскопа в натурных условиях	180
В.И. Сантоний, В.В. Янко, И.А. Иванченко, Л.М. Будиянская. Фазовый оптико-электронный дальномер для систем позиционирования подвижных объектов	183
В.С. Одерий, Н.Г. Черняк. Применение акселерометров для одновременного измерения линейных ускорений и угловых скоростей подвижного объекта.189	
П. Б. Олійник. Перекос у звичайному підшипнику ковзання обертового обладнання	196

Б.І. Стадник, С.П. Яцишин, Я.Т. Луцик, А.А. Щерба. Термоперетворювачі для авіаційно-космічної техніки.....	207
В.В. Чіковані, Ю.А. Яценко, Т.О. Бакалор, І.Т. Міколишин. Дослідження впливу зовнішніх вібрацій та ударів на працездатність і точність коріолісового вібраційного гіроскопа. Результати Моделювання	211
O.T. Shostak, A.V. Kolomeyko. Remote sensing technology based on batteryless surface acoustic wave devices.	212
<u>Секція 3. Інтегровані, автономні та інші навігаційні системи</u>	
И.А. Багмут. Оценка инструментальных погрешностей инерциального блока интегрированной навигационной системы в процессе ее функционирования	215
В.И. Кортунов, Г.А. Проскура. Компенсация инструментальных ошибок для микроавтопилота на микроэлектромеханических датчиках.....	217
А.М. Агутин, С.А. Ворох, Е.Б. Троицкий. Алгоритм определения ориентации собственной системы координат звездного датчика с помощью аппарата кватернионов	224
Н.В. Билак, И.Е. Глазунов, О.В. Литвинова. Некоторые результаты динамической аттестации навигационной системы «ГК Круиз» на стенде-имитаторе угловых движений корабля	232
О.П.Кривоносенко, О.М.Юрченко. Деякі результати динамічної атестації малогабаритної гіровертикалі на стенді-імітаторі стохастичних кутових рухів корабля.....	241
Г.Л. Баранов, В.І. Кравчук, А.В. Щуляя, Р.В. Мельник. Супутникова навігація для управління сільськогосподарськими агрегатами і машинами за технологією керованого землеробства у рослинництві	246
В.С. Прокопюк. Интегрированный приемник galileo/gps/glonass/sbas для создания аппаратуры «safety of life»	251
О.А. Сущенко. Методологія математичного опису та організації моделювання систем орієнтації та навігації морських рухомих об'єктів	260
А.Г. Голуб, В.И.Гордиенко, А.В. Бурак. Повышение точности гиростабилизаторов на поплавковых интегрирующих гироскопах с электронным демпфированием	267

В.М. Никифоров, А.А. Лисицын. Определение возмущающего воздействия гиростабилизированной платформы посредством терминального управления движением	273
А.К. Снигур. Синтез структуры и режимов функционирования магнитоинерциальной бесплатформенной системы ориентации и навигации морских подвижных объектов.....	279
Д.С. Мішкін. Використання електродвигуна для орієнтації та стабілізації мікросупутника	290
А.П. Ганжа, О.В. Збруцький. Геокодування знімка дистанційного зондування землі на основі моделювання еталонного зображення	296
О.І.Нестеренко, Ю.І.Денисенко. Метод автоматичного визначення та врахування залишкової девіації індукційного компаса	306
В.В.Цисарж, О.И.Нестеренко, Н.Ю.Сергиенко. Исследование динамики инерциальной системы ориентации с наблюдающим устройством в контуре коррекции	311
Ф.М. Захарін, С.О Пономаренко. Способи та алгоритми юстировки вимірювальних засобів, розташованих на основі, що рухається і деформується	320
Ю.О. Малишева, Н.І. Покладова. Розробка навігаційної системи підвищеної точності для малого безпілотного літального апарату	326
О.М. Ліхоткін, Ю.Ю. Юр'єв. Історія розвитку і перспективи створення засобів азимутального орієнтування розробки ЦКБ «Арсенал»	333
Л.Б. Хазанович, В.Г. Щірук, Г.Є. Янкелевич. Деякі алгоритми корекції параметрів навігаційних систем	339
I. Bogatsky, O. Leonets. The whole number kinematic parameters in strapdown inertial navigation systems	346
О.П. Коломійчук, В.В. Новицький. Фільтр калмана для гіроскопічного компаса	354
О.В.Прохорчук, В.Б.Романченко. Розробка та дослідження мініатюрної інтегрованої навігаційної системи безпілотного літального апарату	358
М.В. Лобур, В.П. Антонюк, І.Л. Колодчак, В.М. Корольов, В.Ф. Бєляков, К.В. Руденко. Дооснащення реактивних систем залпового вогню типу «ГРАД» навігаційним комплексом з метою підвищення оперативності його бойового застосування та терміну використання.....	363

Contents

Plenary reports

Oleg Pruss. Sergei Korolev during the difficult first years in the development of the controlled ballistic rocket industry	13
V.P. Maslov. Nano- and micro bonding technologies of precision units of optic-electronic devices of aerospace techniques	21
S.E. Perelyaev, G.I. Chesnokov, A.V. Chernodarov. Experience of development and problems of elaboration of autonomous high-precision strapdown INS for aerospace applications	28
A. Krivovyaz. Employment options of satellite navigation equipment in different purpose integrated systems	38
L.N. Blokhin. Problems of the engineering competitive stabilization system aerospace plants movement	47
F.Zablotskyj, S.Savchuk, K.Tretyak. On the necessity of preparation of the specialists by the “space geodesy” speciality	51
V. Borisov, V. Zinchenko. The development of strength models of structures by sequential refining method	55
V.K. Artamonov, P.V. Artamonov, V.V. Vlasik, A.V. Klyuev, S.B. Yurchak, N.H. Asonov, E.I. Govorov. Information-measuring system for registration of gas flow distributed parameters in the process of flight testing	62

Section 1. General problems of progress of cosmonautics.

Role of academician S.P. Korolev in progress of space research

Yuri P. Kuzyakin. The contribution of academician S.Korolyov in the development of space research	67
A.V. Perekhod. Multidimensional universe	75
Oleg Pruss. On the way to the dialog. The stellar planetary systems on the fields of the earth	81
A.G. Kirichenko. On the problem of observation and identification of anomalous aerospace phenomenon's by optical detection and ranging means	89
A.S. Bilyk. Human factor accounting in ufological research	94

Y. Shcherbyna. Structure of the control dinamic systems on the criterion of module invariants..... 102

D.D. Leshchenko, A.L. Rachinskaya. Fast rotation of dynamically symmetric satellite under the action of light pressure torque in a resistive medium 103

Section 2. Sensor elements of navigation and moving objects control systems

T.O.Bakalor, P.M.Bondar. Research of a low-frequency spectrum of resonators coriolis vibrating gyroscope 110

Tatyana V. Balabanova. Mathematical model of direct measurement angular velocity sensor 115

Igor V. Balabanov. Development of optimal elastic suspension for direct measurement angular velocity sensor 126

E.A. Bondarenko. Formulae for calculation of parameters of a system of differential equations describing the dynamics of laser gyroscope with nonzero $\Delta Q/Q$ resonator and slightly detuned frequency..... 134

Volodimir V. Gavrilenko, T.V. Stecenko. Generalization of dynamic models of mechanical vibrational gyros and optimization of their characteristics 142

V.O. Kulyk. Algorithmic compensation of micro-mechanical gyro's errors 153

O.Zbrutskyy, V.Snigur. Dynamics of vibrating beam gyro 159

N.A. Kaldymov, D.M. Kalichman, L. Ya. Kalichman, A.V. Polushkin, A.A. Skripkin, I.N. Kaldymov. The Specialized Equipment for Registration and Definitions of Levels of Vibrations Gyromotor's 167

V.V. Karachun, V.N. Melnik, E.A. Kladun. On one-dimensional oscillations of planar gyro suspension elements in on-site conditions 180

V.I. Santonij, V.V. Janko, I.A. Ivanchenko, L.M Budijanskaja. Phase optic-electronic range finder for systems of position of moving objects 183

V. S. Oderiy, N.G. Chernyak. Accelerometers using for measuring linear acceleration and angular velocity of moving object..... 189

Pavel B. Oliynik. Journal bearing misalignment on the rotating machinery 196

B.I. Stadnyk, S.P. Yatsyshyn, Ya.T. Lutsyk, A.A. Shcherba. Thermotransducers for aerospace technology..... 207

V.V. Chikovani, Ju. A. Yatcenko, T.O.Bakalor, I.T. Mikolishin. Study of influence of external vibration and shock on servicability and precision of Koriolis vibration gyro. Modeling results.....	211
O.T. Shostak, A.V. Kolomeyko. Remote sensing technology based on batteryless surface acoustic wave devices	212
<u>Section 3. Integrated, autonomous and other navigation systems</u>	
I.A. Bagmut. Estimation of instrumental errors of inertial navigation system inertial block in process of functioning	215
V. Kortunov, G. Proskura. Compensation of instrumental errors for a micro autopilot on microelectromechanical sensors	217
A.M. Agutin, S. A. Vorokh, E. B. Troitsky. Algorithm of determination of orientation of star tracker's coordinate system with apparatus of quaternion.....	224
N. V. Bilak, I. E. Glasunov, O.V. Litvinova. Some results of dynamic attestation of the navigation system realized using the table simulation of the ship angular motions	232
O.P. Krivonosenko, O.M. Yurchenko. Some results of dynamic attestation of compact gyrovertical on table simulation of the ship stochastic angular motions.	241
G. L. Baranov, V. I. Kravchuk, A.V. Tsulaja, R. M. Melnik. Control of agricultural units and machines behind satellite navigation technology of operated agriculture in plant growing	246
V.S. Prokopyuk. Integrated GALILEO/GPS/GLONASS/SBAS receiver for design of safety-of-life equipment	251
O.A. Suschenko. Methodology of mathematical description creation and simulation for orientation and navigation systems of sea moving objects	260
A. Holub, V. Gordiyenko, A. Burak. Accuracy enhancement in gyrostabilizers based on floating gyros with electronic damping.....	267
V.M. Nikiforov, A.A. Lisitsyn. Determination indignation influence gyro-stabilized platform by terminal control motion.....	273
A.K. Snigur. Synthesis of structure and functioning modes of magnetic – inertial strapdown orientation and navigation system for vessels.....	279
D. Mishkin. Using the electric motor for microsatellite orientation and stabilization	290

A.P. Gansha, O.Zbrutskyy. Identification of the remote control earth geographical objects by the simulation the reference picture	296
O.Nesterenko, Yu.Denisenko. Method for automatic determination and consideration of residual deviation in a fluxgate compass	306
V. Tsisarzh, O. Nesterenko, N. Sergienko. Dynamics investigation of the inertial orientation system with observer in feedback correction loop	311
F. Zakharin, S. Ponomarenko. Alignment methods and algorithms for the measuring means allocated on the moving and flexible base	320
J.A. Malysheva, N.I. Pokladova. Designing of precise navigation system for small unmanned aircraft	326
O. Lihotkin, Yu. Yuryev. History of the development and the prospective of creating of azimuth orientation instruments worked out by cdb "arsenal"	333
L.B. Hazanovich, V. G. Teiruk, G.Ye. Yankelevich. Some correction parameters algorithms of navigation systems	339
I. Bogatsky, O. Leonets. The whole number kinematic parameters in strapdown inertial navigation systems	346
O. Kolomiychuk, V. Novytskyy. Kalman filter for gyrocompass	354
O.V. Prokhorchuk, V.B. Romanchenko. Development and research of miniature integrated navigation system of unmanned flying vehicle	358
M. Lobur, V. Antoniuk, I.Kolodchak, V.Koroliov, V.Bieliaikov, K.Rudenko. Reequipment of jet volley fire systems "GRAD" by a navigating complex with the purpose of increase of efficiency of his fighting application and term of use	363

Пленарні доповіді

СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ В ГОДЫ НАЧАЛЬНОГО ПЕРИОДА
СТАНОВЛЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Олег Прусс
бывший ведущий инженер-испытатель
г.Киев, Украина
opruss@ukr.net

SERGEI KOROLEV DURING THE DIFFICULT FIRST YEARS IN
THE DEVELOPMENT OF THE CONTROLLED BALLISTIC ROCKET
INDUSTRY

Oleg Pruss
the former leading testing engineer
Kyiv, Ukraine

В послевоенный период сложилась парадоксальная ситуация, когда видные ученые-ракетчики Советского Союза только в конце войны смогли оценить степень развития ракетной техники в Германии. Они были этим немало поражены. Состояние положения дел было поручено выяснить сформированной в августе 1945 года Межведомственной научно-технической комиссии. В дальнейшем для более детального изучения конструкции трофейной ракетной техники в марте 1946 г. на территории ракетного центра Пенемюнде была создана специализированная научная организация – институт «Нордхаузен». Возглавил ее генерал Лев Гайдуков. Сергей Королев был назначен его заместителем и главным инженером. Конечно, перед уходом немцы постарались привести в негодность производственные цеха, оборудование, готовую продукцию, документацию. Поэтому для объективной оценки состояния ракетного производства необходимо было очень тщательно и критически подойти к тем остаткам, которые достались советским специалистам. Королев работал напряженно и продуктивно. Детальное изучение производственной базы ракетного центра и полигона испытаний привело Сергея Павловича к неутешительному заключению: немецкие инженеры значительно преуспели в ракетостроении и превзошли все, что было сделано в РНИИ в 30-х годах и так трагически было прервано в 1937-1938 гг. От тех приоритетных работ осталась фактически только одна законченная значительная разработка, которая нашла практическое применение – это подвижная многозарядная ракетная установка, в которой использовались пороховые ракеты (в Великой Отечественной войне она получила от солдат ласковое имя «Катюша»). Вопросами же конструирования и отработки ЖРД фактически не занимался никто, и они не имели существенного продолжения.

Но, знакомясь с чертежами и техникой, Сергей Павлович отметил, что на основании Faу-2 может быть создана более совершенная и мощная ракета. Такое предложение было подготовлено к совещанию по результатам работы

института «Нордхаузен». Однако оно не было принято. 13 мая 1946 года вышло постановление ЦК ВКП(б) и Совета Министров СССР, подписанное Иосифом Сталиным, о развитии реактивной техники и создании в стране ракетостроительной промышленности. Речь шла о боевом оружии. Наряду с организационными указаниям, в постановлении были определены, как первоочередные задачи, «...воспроизведение и применение из отечественных материалов ракет типа Фау-2 (дальнобойной управляемой ракеты) и Вассерфаль (зенитной управляемой ракеты)». Это означало, что в период освоения производства трофейных ракет исключались любые творческие предложения по усовершенствованию конструкций. Подобный подход (посталински) к организации производства вооружения уже встречался и в прошлые годы. Например, по приказу Сталина был идеально скопирован американский четырехмоторный бомбардировщик «Боинг» B-29 («летающая крепость»), совершивший весной 1945 г. вынужденную посадку на советской территории. Несмотря на протесты американцев, он был до винтика разобран, а его аналог в июле 1947 года был воссоздан на отечественных заводах из отечественных материалов. Советский индекс этого аналога - Ту-4.

На основании того же постановления были определены предприятия, в обязанность которых входило решение различных специальных вопросов реактивного вооружения. В работу было привлечено 13 конструкторских бюро и 35 заводов. Головным предприятием по разработке жидкостных баллистических ракет дальнего действия и зенитных управляемых ракет стал НИИ-88, созданный на базе Артиллерийского завода №88 в Подлипках. Директором НИИ-88 был назначен видный организатор производства Лев Гонор, главным инженером – Юрий Победоносцев, еще в 30-х годах работавший с Королевым в ГИРДе и РНИИ. Главным конструктором баллистических ракет был назначен Королев. Он же стал и руководителем образованного Совета Главных Конструкторов, в который вошли Валентин Глушко (двигатель), Николай Пилюгин (система управления и наземная проверочно-пусковая аппаратура), Владимир Бармин (наземное стартовое и заправочное оборудование), Виктор Кузнецов (командные приборы).

Следует заметить, что завод, который был передан НИИ-88 и должен был обеспечить сборку сложных и высокоточных элементов конструкций, не отличался современной технологичностью – имел примитивное старое оборудование, был захламлен, не имел элементарных условий для нормальной работы. Никакого сравнения с обеспечением авиазаводов, где проводились работы по подобной технологии. К сожалению, еще на заре появления баллистических ракет и первых проектов космических полетов руководство авиапрома отказалось от принятия этой отрасли под свое крыло. Так, в 1944 году в НИИ-1 совсем остались равнодушными к ракетным трофеям, доставленных из Германии. Руководство посчитало, что Фау-2 никому не нужны, а больше внимания надо уделять реактивным самолетам. А в 1945 году проект Михаила Клавдиевича Тихонравова ВР-190 - полет суборбитальной ракеты с двумя космонавтами на высоту 190 км, министерство авиационной промышленности отклонило, т.к. посчитало, что космос – вне сферы их

деятельности. Может быть, и сейчас ракетостроение имело бы более весомые результаты, если бы оно было принято авиапромом под свое крыло.

Район для строительства испытательного полигона был выбран в 120 км юго-восточнее Сталинграда – равнинная песчаная гладь с редкой порослью верблюжьей колючки и ковыля. Около 320 безоблачных дней в году. Об условиях в этом крае Сергей Павлович как-то писал домой: «Пыль носится ужасная. Жара днем, холод ночью. Нехватка воды. И эта унылая солончаковая степь кругом. Наше подвижное жилище – просто как оазис. Но бывать в нем приходится мало». В первую очередь для испытаний ракет была построена техническая позиция, монтажный корпус и стартовая площадка с бункером. Для натурного прожига ракеты был сооружен вертикальный стенд на краю 30-метрового обрыва. О строительстве жилья пока не шло и речи. Начальником Государственного центрального полигона (ГЦП-4) был назначен генерал-лейтенант Вознюк Василий Иванович, который в дальнейшем стал настоящим помощником и советчиком Сергею Королеву по вопросам проведения эффективных испытаний. В дальнейшем ГЦП-4 стал мощным научно-исследовательским и испытательным центром ракетной и космической техники, получил статус космодрома. Во многом здесь и заслуга Королева, который брал на себя при организации испытаний решение вопросов технологии, снабжения аппаратурой исследовательских лабораторий, строительства жилья.

Большим недостатком в производстве и испытании ракет оставалась нехватка специалистов. Точнее, их просто не было. Если еще для полигонных испытаний в Германии была подготовлена ракетная часть - бригада особого назначения резерва Верховного Главнокомандования, командиром которой являлся генерал Александр Тверецкий, то в КБ и на сборочном заводе специалистов, знающих ракетную технику, не было. Приходилось начинать с нуля. Поэтому при МВТУ им. Баумана срочно были открыты высшие инженерные курсы. Лекции там начали читать вернувшиеся из Германии Королев, Исаев, Черток, Победоносцев.

Для сборки Фау-2 (дали ей индекс «Т») на опытный завод НИИ-88 из Германии были доставлены отдельные ракетные узлы и детали, которые удалось советским ракетчикам найти в производственных помещениях и испытательных станциях. Была восстановлена техническая документация, разработана проверочная аппаратура, собраны технологические схемы. Учились специалисты, делая все своими руками. Не было и лишнего времени. Все работы имели гриф «Совершенно секретно» и контролировались службой Берия. Еще в середине 1947 года на представительном совещании в Кремле, когда Сергей Павлович, отвечая Сталину, сказал, что для развертывания сборки ракет необходимо не менее полугода, тот предостерег Королева: «Вы, Сергей Павлович, все же как следует подумайте над возможными сроками работ. Не то просчитаетесь, и товарищ Берия не простит вам этой ошибки». Можно представить, какое психологическое давление на Сергея Павловича оказывалось в течение всего времени проектирования и производства. Главный конструктор Королев был ответственным за весь комплекс работ, что касалось

проектирования и испытаний ракет, невзирая на участие в них других специализированных организаций. Он принадлежал к числу людей, которые ради дела ни при каких обстоятельствах не пытаются обходить трудные и опасные ситуации. И никогда не прятался за чужие спины.

Первая серия ракет Фау-2 была собрана на опытном заводе НИИ-88 к октябрю 1947 года и доставлена на полигон Капустин Яр. Сюда же прибыли полностью собранные ракеты Фау-2 (индекса «Н») из Германии. 16 октября было проведено огневое испытание на вертикальном стенде. Это была генеральная репетиция работы двигателя и органов управления. В процессе ее были сделаны замеры различных параметров. По рассказам очевидцев, испытатели были потрясены шквалом грома и огня – такого еще никто никогда не видел и не мог предположить, что это возможно. Через два дня, 18 октября 1947 года в 10 часов 47 минут, с полигона был осуществлен первый в стране пуск управляемой баллистической ракеты. И хотя она, пролетев 206,7 км, отклонилась влево на 30 км, в принципе была подтверждена возможность управления ракетой и доставки ею на заданную дальность боевого заряда. Завершился тяжелый, изнурительный год напряженной работы. Был сделан первый практический шаг в освоении конструирования и производства ракет. Правда, до практического применения этих ракет была «дистанция огромного размера». Как показали дальнейшие испытания, собранные из немецких комплектующих ракеты имели много конструктивных недостатков и несовершенную систему управления. Как следствие – низкая надежность. Эти результаты вполне согласовывались с данными применения Фау-2 немцами против Англии. Так, из 1402 запущенных по Лондону ракет только 1054 ракеты (75%) достигли Англии и только 517 (37%) ракет попали на территорию Лондона. Было над чем подумать.

Работы по созданию советского аналога начались сразу после пусков и анализа результатов испытаний Фау-2. Переходя к ракете Р-1 (такой индекс дали аналогу), Королеву было ясно, что нельзя делать точную копию трофейной ракеты, как того требовало майское 1946 года постановление правительства. В некоторых случаях приходилось от этого отступать и идти своим путем. Но кардинально он не имел права изменить конструкцию ракеты, хотя уже давно такие планы вынашивал. Кроме того, стояла сложная задача замены иностранных материалов отечественными. Так, немцы для своей ракеты использовали 86 марок и сортаментов стали, 59 марок цветных металлов и 87 видов неметаллов. А что имели мы? И как тем малым можно было заменить такое разнообразие? Перед конструкторами и технологами встали почти неразрешимые задачи. Пришлось обратиться к металлургической промышленности, которая помогла сделать новые сплавы. К изготовлению деталей ракеты были привлечены 18 ведущих заводов страны. Конструкторскую документацию дорабатывали тридцать пять НИИ и КБ. Особенно большие трудности возникли при замене системы управления - наши конструкторские бюро и научные организации еще не имели достаточного опыта в создании подобных управляющих систем. Также заново для Р-1 был разработан жидкостной ракетный двигатель Р-100 ОКБ-456, которым

руководил Валентин Глушко. Много было решено и организационных вопросов, т.к. серийное производство ракет требовало применения передового технологического уровня, высокой квалификации служащих, культуры производства.

Но даже и тогда, когда все вопросы производства были решены, Королев понимал, что рождается «мертвый ребенок». Эта ракета не могла быть воплощением лучших идей, мечты «подняться выше всех и дальше всех». Правда, Р-1 могла стать тем тренажером, на котором может быть проверено и отточено производство, взаимоотношения смежных предприятий, технология проверок, методы испытаний и много других вопросов, которые внезапно появляются при создании новых конструкций и систем. Фактически создавались условия для дальнейшего развития нового вида оружия.

Осенью 1948 года, 10 октября, на полигоне Капустин Яр был произведен первый пуск управляемой баллистической ракеты Р-1, изготовленной из отечественных материалов. Дорога к производству своих ракет была открыта! И хотя по ходу испытаний приходилось устранять недостатки, изменять в чем-то технологию, Государственная комиссия по итогам первой серии испытаний дала положительное заключение: «Отечественные ракеты Р-1 по своим летным характеристикам не уступают трофейным ракетам Фау-2». В дальнейшем полигонные испытания еще продолжились – выжимались все данные, на что способна была ракета. В конце-концов, Р-1 была принята на вооружение. Она имела стартовую массу 13,4 тонны, длину 14,6 метра, дальность полета 270 км. Хотя с военной точки зрения эта ракета существенно не укрепила боевую мощь Советской армии, ее появление открыло дорогу к созданию новых более мощных ракет и подготовило войска к боевому применению сложной ракетной техники.

Надо сказать, ракетный комплекс получился все-таки достаточно сложным. Если ракета в какой-то степени конструктивно и технологически была доработана, то в целом ракетный комплекс почти не претерпел изменений. Время подготовки Р-1 на технической позиции составляло порядка 2-4 часов, а на стартовой – до 4 часов. Следовательно, технология подготовки позволяла произвести пуск ракеты только через 6-8 часов после получения команды на пуск.

Сдав на вооружение Р-1, именно то, что требовало правительство, Королеву представилась возможность проектировать и запускать собственные ракеты. Как он отметил еще в Германии, Фау-2 имела тот основной недостаток, что головная часть, которая несла боевой заряд, не отделялась от корпуса ракеты по завершению работы двигателя. Поэтому корпус ракеты, как и головная часть, имел достаточно большую прочность, чтобы выдержать аэродинамические нагрузки при входе в плотные слои атмосферы. Даже в этом случае иногда на нисходящей ветви траектории Фау-2 «теряла» стабилизаторы. Естественно, если сделать головную часть отделяемой после срабатывания двигателя, то можно будет корпус ракеты с топливными баками выполнить менее прочными. За этот счет можно увеличить количество топлива, а следовательно и дальность полета ракеты. Этот вариант схемы конструкции

Сергей Павлович решил применить уже на следующей ракете. По предварительным данным дальность полета ракеты должна была увеличить не менее, чем в два раза.

Разработка ракеты Р-2 фактически началась еще до окончания испытаний Р-1. Это был стиль Королева: еще не сдав Госкомиссии по испытаниям предыдущее изделие, приступить к проектированию следующего, более совершенного, более мощного, более надежного. В разработке Р-2 уже участвовало 24 НИИ и КБ и 90 промышленных предприятий. По сравнению с Р-1 новая ракета имела существенные изменения: головная часть сделана отделяемой, бак горючего выполнен несущим (убраны двойные стенки), увеличены размеры топливных баков (запас топлива стал большим), изменено расположение приборного отсека, более широко были применены легкие алюминиевые сплавы в конструкции ракеты. Кроме этого, на ракете Р-2 уже стоял новый более мощный маршевый двигатель РД-101 разработки ОКБ-456 Валентина Глушко.

Летные и наземные испытания Р-2, проводившиеся на полигоне Капустин Яр, завершились в июле 1951 года с положительными результатами. Дальность полета ракеты увеличилась более, чем в 2 раза – она составила 600 км. К сожалению, конструкторам не удалось повысить боеготовность комплекса – общее время подготовки к старту осталось прежним – 6 часов.

Здесь уместно сделать отступление от деятельности Королева и достигнутых им результатах, чтобы посмотреть, что за это время было сделано американцами. Известно, что в 1945 году, добравшись до немецкого ракетного центра, американцы «очистили» все заводы и испытательные лаборатории. Т.к. часть территории по замене отходила к Советскому Союзу, они постарались упаковать все, что относилось к ракетам. В Америку на испытательный полигон в Уайт Сандс было отправлено 300 вагонов ракетного груза. Кроме этого, в США было вывезено 492 немецких специалиста с семьями. Возглавили эту группу конструктор Фау-2 Вернер фон Браун и организатор исследовательских и экспериментальных работ Вальтер Дорнберг.

Первый пуск Фау-2 в США состоялся 16 апреля 1946 года. В дальнейшем пуски проводились сериями по 25 ракет вплоть до 50-х годов, в основном для исследования верхних слоев атмосферы. В середине 1947 года фирма «Конэр» на базе Фау-2 создала ракету MX-774 - свой аналог, подобный Р-1. Но ракета не была принята на вооружение. Только через 6 лет, 29 августа 1953 года, состоялся первый пуск разработанной США ракеты «Редстоун». Но она по техническим характеристикам значительно уступала королевской ракете Р-2: стартовый вес ее был 26-28 тонн, а максимальная дальность стрельбы не превышала 370 км (против 600 км у Р-2). Пока в начальный период создания баллистических ракет американские конструкторы не показали себя.

В период испытаний ракеты Р-2 уже были подготовлены проекты на последующие варианты. Некоторые из них так и остались в чертежах, другие были выполнены в экспериментальных вариантах для проверки различных компоновок, отдельных конструктивных решений или отработки двигателей. Анализ результатов проделанной работы убедил Сергея Павловича, что простая

схема компоновки наиболее целесообразна для будущих баллистических ракет. Это обеспечивает создание ракет в кратчайшие сроки и уверенность в их работоспособности.

Следующей ракетой, которая вобрала в себя лучшие разработки предыдущих изделий, была Р-5. Она имела оба бака (окислителя и горючего) несущими, управление на активном участке траектории осуществлялось сверхзвуковыми газовыми рулями новой конструкции, новый двигатель РД-103, разработанный Валентином Глушко, развивал тягу до 41 тонны. Тяговооруженность у земли равнялась около 1,6. Максимальная дальность полета Р-5 составляла 1200 км.

Здесь следует сказать, что политическая обстановка в мире тогда настойчиво вынуждала к созданию все более мощных ракет, имевших межконтинентальные дальности и способных нести ядерный заряд. В свое время это требование первый министр среднего машиностроения Вячеслав Малышев выразил так: «Атомная бомба – это еще не оружие. Оружием ее делают средства доставки».

Наиболее приемлемой ракетой для этих целей была Р-5. Она и явилась основой к созданию носителя ядерных боеголовок Р-5М. Модернизация коснулась, прежде всего, боевой головки, двигательной установки и системы управления. Сергей Павлович вполне осознавал, насколько ответственными были работы по созданию такой ракеты-носителя, и что можно ожидать в случае срыва выполнения задания. Он еще не забыл 38-й год.

Работы по проектированию изменений в Р-5, создание новых систем и их отработка шли вне всяких планов с максимальным напряжением. Так что через полтора года под большим секретом и охраной на полигоне Капустин Яр появилась ракета Р-5М. Первый испытательный пуск состоялся 20 января 1955 года. За шесть месяцев было запущено 14 ракет, из них 13 достигли цели. Эти результаты на начальном этапе испытаний радовали. Заключительный этап летно-конструкторских испытаний ракет Р-5М проходил в августе-ноябре этого же года. Кроме одного, все пуски показали отличные результаты – была достигнута проектная дальность стрельбы и точность попадания в цель. Перед принятием ракеты на вооружение предстояло провести еще пять зачетных пусков, причем, один из них - с боевой головной частью. Итак, 2 февраля 1956 года впервые в мире был произведен пуск ракеты Р-5М с боевым ядерным зарядом. Пролетев около 1200 км, головная часть без разрушения дошла до поверхности земли в районе Аральских Каракумов. Все. Задача правительства, хотя и с большими трудностями, была успешно выполнена.

В апреле 1956 года главный конструктор ракеты Р-5М Сергей Королев, его соратники Мстислав Келдыш, Валентин Глушко, Николай Пилигин, Василий Мишин, Алексей Исаев были удостоены звания Герой Социалистического Труда. Получили награды и создатели атомного заряда.

Вот теперь, после этого триумфа, который отнял у Сергея Павловича не один год жизни, можно было приступать к реализации своей давней мечты – выйти в Космос. Он никогда не переставал думать о новых разработках. И сейчас уже назрело время вплотную заняться работам по созданию первой,

самой универсальной межконтинентальной ракеты в мире. Но это совсем другой этап деятельности Главного конструктора Сергея Королева и другой полигон – Тюра-Там.

Здесь, естественно, невозможно было рассказать обо всех работах Сергея Павловича Королева, хотя бы проведенных только в начальный период становления управляемых баллистических ракет. В сложной, ответственной и многообразной работе встречалось все: и неудачные начинания, и непредвиденные ошибки, и проявление характера. Да, не все работы кончались триумфом под фанфары - ведь приходилось идти по непроторенному пути. Но в любом случае Сергей Павлович был подчинен единому стремлению – сделать, как никогда, как нигде, как лучше.

Библиографический список

- [1] Академик С.П.Королев. Ученый. Инженер. Человек. Творческий портрет по воспоминаниям современников: Сб. статей. - М.: Наука, 1986.
- [2] Астащенков П. Главный конструктор. - М.: Воениздат, 1975.
- [3] Орлов А. Секретное оружие Третьего рейха. - М.: Наука, 1975.
- [4] Первушин А. Битвы за звезды: ракетные системы докосмической эры. – М.: ООО «Издательство ACT», 2003.
- [5] Ребров М. Сергей Павлович Королев. Жизнь и необыкновенная судьба. – М.: ОЛМА-ПРЕСС, 2002.
- [6] Хозиков В. Секретные боги Кремля. Рождение техноимперии. – М.: Яуза, Эксмо, 2004.

УДК 681.4.002.2 (075.8)

НАНО- ТА МІКРО ТЕХНОЛОГІЙ З'ЄДНАННЯ ПРЕЦІЗІЙНИХ
КОНСТРУКЦІЙ ВУЗЛІВ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННИХ ПРИЛАДІВ
АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

В.П. Маслов

Інститут фізики напівпровідників ім.. В.С. Лашкарьова Національної Академії
наук України, Київ, Україна

maslov@isp.kiev.ua

NANO- AND MICRO BONDING TECHNOLOGIES OF PRECISION UNITS OF
OPTIC-ELECTRONIC DEVICES OF AEROSPACE TECHNIQUES

V.P. Maslov

V. Lashkaryov Institute of Semiconductor Physics, NAS of Ukraine
Kyiv, Ukraine
maslov@isp.kiev.ua

Вступ.

Удосконалювання методів з'єднання прецизійних деталей зі склокераміки з ультранизьким коефіцієнтом температурного розширення є актуальним для забезпечення точного взаємного положення деталей оптико-електронних приладів аерокосмічного призначення, наприклад, при виготовленні полегшених дзеркал телескопів наземного та космічного базування, дзеркальних призм зовнішнього відбивання, лазерних гіроскопів та ін., які повинні працювати в жорстких зовнішніх умовах. Застосування органічних клеїв приводить до помилок (змін) взаємного положення деталей друг відносно друга. Технологічні процеси високотемпературного спікання, що дають позитивні результати для деталей із кварцового скла, для склокераміки не можуть бути застосовані, тому що при температурах вище $700-800^{\circ}\text{C}$ відбуваються необоротні зміни структури і властивостей склокераміки.

Для вирішення проблеми з'єднання прецизійних деталей автором запропонований такий підхід: технологія з'єднання повинна забезпечувати відсутність пластичної деформації та високу міцність з'єднувального шару. Пошуки нових технічних рішень з'єднань прецизійних вузлів проводились в площині мікро- і нанотехнологій.

Розроблений автором новий тип наноз'єднання склокераміки на основі шаруватих вакуумних покріттів за показниками міцності та опору крихкому руйнуванню наближається за такими параметрами до самої склокераміки. Тому він має суттєві переваги по відношенню до відомих у світі аналогів.

Новим альтернативним технічним рішенням у технології з'єднання прецизійних деталей є введення в клейові композиції мікро- і нанорозмірних порошків, що дозволяє забезпечити працездатність конструкцій при температурах від мінус 196°C до плюс 250°C . Запропоновано пояснити

досягнутий позитивний ефект проявом додаткових сил міжатомної взаємодії в нанорозмірних клейових прошарках.

Переваги і недоліки відомих типів з'єднань прецизійних оптичних деталей оптичним контактом (ОК) та глибоким оптичним контактом (ГОК).

Оптичний контакт (ОК) представляє різновид роз'ємного адгезійного з'єднання й утворюється в результаті поверхневої взаємодії щільно прилягаючих друг до друга полірованих поверхонь.

Відносно невисока міцність ОК зумовлена тим, що реальні поверхні в зоні контакту мають мікронерівності і дефекти, тому фізичний контакт має дискретний характер. Методом еліпсометрії було встановлено [1], що при ОК існує проміжний шар у кілька нанометрів, що відрізняється від масивного зразка величиною показника переломлення. Проведені нами дослідження [2] показали, що при поліруванні на поверхні деталей зі склокераміки утвориться змінений механічною обробкою шар з мікродефектами і мікродеформаціями. Таким чином, для ОК характерна низька міцність з'єднання, обумовлена технологією полірування деталей.

Глибокий оптичний контакт (ГОК) є нероз'ємним з'єднанням, міцність якого порівняна з міцністю основного матеріалу деталей. Ця технологія заснована на тому, що хоча б на одну з поверхонь, що з'єднуються, попередньо наносять тонку, приблизно 100 нм, плівку SiO_2 , а після контактування за умовами ОК деталі піддають термообробці, наприклад ІЧ-опроміненням. Вимоги до поверхонь деталей навіть невеликих розмірів у цьому випадку вище, ніж для ОК.

По вимогах до деталей, виробничим приміщенням, устаткуванню і персоналу роботи зі здійснення ГОК є відповідальними і дорогими, а для великогабаритних деталей – унікальними або практично нездійсненими.

Твердофазні з'єднання полірованих деталей (ТЗПД) через тонке покриття, нанесене у вакуумі.

З'єднання відбувається при нагріванні контактуючих деталей до температури спікання в градусах Кельвіна (T_c). Очевидно, T_c залежить від ряду факторів: тривалості контакту, геометрії і якості дотичних поверхонь, швидкості нагрівання, хімічного складу і в'язкості стекол, навантаження на деталі [3].

Шляхом спікання окремих елементів можна виготовити різні конструкції (блоки, плити, кювети і т.д.).

Нами були проведені дослідження з'єднання виробів зі склокераміки через тонкий (100нм) шар алюмінію. При цьому необхідна точність форми полірованих поверхонь складає $\lambda/2 - \lambda$ і місцева помилка дорівнює λ . Ці вимоги істотно простіше реалізуються у виробництві, ніж вимоги для ГОК.

При температурах $400\text{-}500^{\circ}\text{C}$ алюміній вступає у взаємодію зі склокерамікою, забезпечуючи високу механічну міцність з'єднання [4].

Як оптимальний контроль якості з'єднання зразків були обрані оптичний (поляріскопічний) [5] і ультразвуковий методи.

Досліджували міцність Т-образної деталі, з'єднаної по ТЗПД-технології після впливу п'ятикратного температурного удару (кімнатна температура - рідкий азот), нагрівання на 400°C.

Дослідження стабільності взаємного положення прецизійних дзеркальних призм 90°, з'єднаних по ТЗПД-технології, проводили протягом 2004-2005 років у головній метрологічній організації України – Науково-виробничому інституті метрологічного забезпечення вимірювань геометричних, механічних і вібраакустичних величин (НВІ МЗВ) Укрметртестстандарту з вересня 2004 року до жовтня 2005 року.

Результати досліджень показали, що:

- для дзеркальних призм 90° помилка, що виникла від технологічних факторів виготовлення призм складала для різних призм від 0 до 8,5 кут. сек. Цей результат підтверджує те, що розроблена технологія дозволяє створювати дзеркальні призми з високою точністю (до 10 кут. сек.);
- вплив екстремальних умов приводить до зміни взаємного положення для різних призм від 0,2 кут. сек до 8,3 кут. сек. ;
- при збереженні призм у нормальних умовах відхилення взаємного положення не перевищувало 6 кут. сек. (рис. 1). Для кращого зразка №1 – 1 кут. сек., що знаходилося на рівні точності вимірювань.

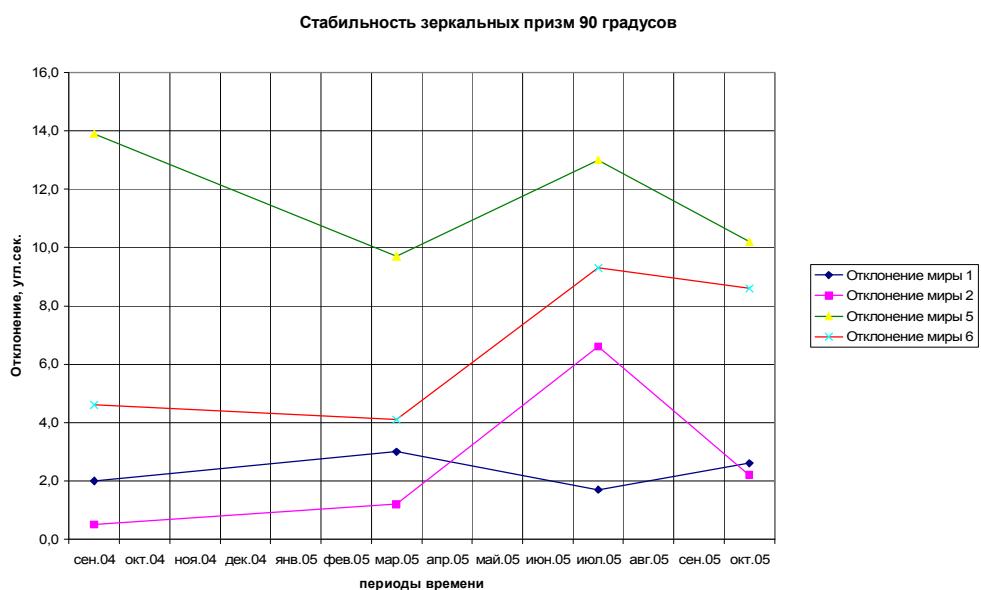


Рисунок 1. Відхилення кута 90° для дзеркальних призм (мир).

Для пояснення високої міцності і стабільності зразків, з'єднаних ТЗПД-методом, була запропонована наступна фізична модель.

З погляду дислокаційної теорії міцності, для тонкого шару металу руйнівне напруження можна описати залежністю:

$$\sigma_f = \sigma_o + K \cdot d^{-1/2},$$

де σ_0 – значення напруження, що руйнує, для монокристалу
К – константа,
d – довжина площини ковзання дислокаций.

Ця формула була багаторазово експериментально і теоретично досліджена для металевих деталей. Огляд цих досліджень приведений у монографії [6]. При цьому в якості параметра d прийнятий розмір зерна структури металу. Здрібнювання зерен у результаті механічної термообробки дозволяє істотно збільшити руйнівні напруження. У випадку ТЗПД-технології такий підхід дозволяє в якості параметра d прийняти товщину сполучного шару, що складає сотні нанометрів. Тому в порівнянні з алюмінієвою литою деталлю з розміром зерна d приблизно кілька міліметрів, міцність руйнування ТЗПД-з'єднання може перевершувати в 20-100 разів.

Хімічна взаємодія на границі полірованих деталей з нанесеними металічними шарами створює умови закріплення дислокаций, що істотно зменшує пластичність цього шару і збільшує міцність. Хімічне закріплення дислокаций і нанорозмірні величини розміру зерен у сполучному шві й обумовлюють поводження з'єднаних зразків як лінійно-пружних тел. Використання методу електронної мікроскопії дозволило проаналізувати поверхню руйнування (рис.2).

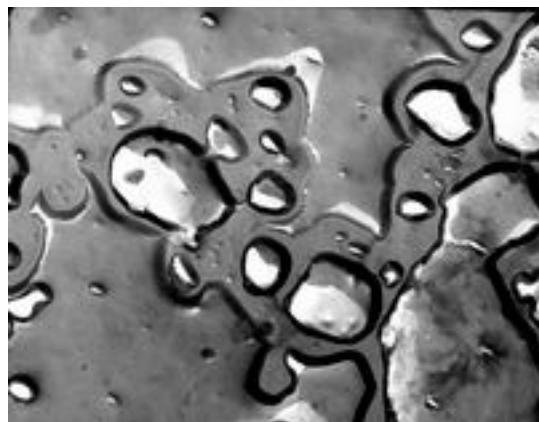


Рисунок 2. Мікроструктура поверхні руйнування на границі Zerodur – ТЗПД-шов, збільшення 10000x

На мікроструктурі видно, що тріщина проходить як через Zerodur так і через ТЗПД-шов, поверхня руйнування надзвичайно розвинута й у деяких випадках має вигляд «венного» візерунка. Такий характер поверхні руйнування вказує на те, що розвиток крихкої тріщини проходить по складній траєкторії, що містить елементи гальмування.

Одною з перспективних областей застосування розробленої технології може бути створення дзеркал телескопів з високим ступенем полегшення. Традиційно для полегшення дзеркал телескопів використовується механічна обробка (алмазне висвердлювання і фрезерування) їх з тильної сторони з метою

створення глухих циліндричних порожнин. Позаяк алмазна обробка вимагає певного зусилля притиску інструмента, таким методом можливе одержання перемичок між отворами товщиною не менш 5 мм. Додатковою хімічною обробкою (хімічне фрезерування) у розчинах плавикової кислоти можна зменшити ці перемички до 4 мм. Таким чином, традиційна технологія одержання полегшених дзеркал зі склокераміки з практично нульовим коефіцієнтом температурного розширення не дозволяє досягти високого ступеня полегшення (більш 60%) [7].

Однак, ТЗПД-технологія дозволяє одержувати з'єднання високоміцної SiC-кераміки з Zerodur, тому існує можливість одержувати стільникову конструкцію методом порошкової металургії і з'єднувати її з робочою оптичною частиною дзеркала з Zerodur [8].

Таке комбіноване дзеркало може мати рекордне значення показника полегшення (понад 90%), тому що питома твердість E/ρ (де E – модуль пружності, а ρ – питома вага) SiC-кераміки в кілька разів перевищує аналогічний показник для склокераміки. Тому загальна товщина такого комбінованого полегшеного дзеркала може бути принаймні в два рази менше, ніж для аналогічного дзеркала, виконаного цілком зі склокераміки. Розроблена технологія може бути використана також для створення моноблочного резонатора лазерного гіроскопа зі зменшеним діаметром каналів [9], дзеркальних призм і інших деталей.

Удосконалені клейові з'єднання.

Альтернативним технологічним рішенням для виготовлення високонадійних конструкцій вузлів оптико-електронних пристрій авіаційно-космічної техніки є удосконалені клейові з'єднання. Введення в клейові композиції мікро- і нанорозмірних порошків дозволяє забезпечити працевздатність конструкцій при температурах від мінус 196°C до плюс 250°C [10]. Для пояснення цього результату були проаналізовані наступні відомі факти.

При дослідженні ОК і ГОК було показано, що при нанорозмірних відстанях між двома полірованими поверхнями твердих тіл виявляються сили міжатомної взаємодії, що забезпечують механічну міцність такого з'єднання. Стосовно до клейів [11] методами ІЧ-спектроскопії було встановлено, що поблизу поверхні при нанорозмірних відстанях між склокерамікою і kleem виникають додаткові міжатомні взаємодії.

Таким чином, можна припустити, що при введенні в клей наночасток наповнювача оптимального об'ємного співвідношення клейовий прошарок між ними також буде мати нанорозмір. У цьому випадку будуть проявлятися додаткові сили міжатомної взаємодії, що підвищать як механічну міцність, так і термостійкість з'єднання. Такі клейові композиції по своїх властивостях можуть бути названі псевдокерамікою.

Загальні висновки

1. Розроблено новий оригінальний метод високоміцного безклейового з'єднання полірованих деталей зі склокераміки з практично нульовим коефіцієнтом термічного розширення з використанням нанорозмірних вакуумних покрить на основі алюмінію. Розроблена технологія дозволяє здійснювати з'єднання деталей при температурі не вище 400°C .

2. Для реалізації розробленої технології можна використовувати традиційне устаткування оптичного виробництва.

3. Деталі, з'єднані за розробленою ТЗПД-технологією, мають властивості лінійно-пружних монолітних матеріалів і витримують екстремальні умови впливу: криогенні температури – рідкий азот; підвищені температури. Стабільність точності геометричних (кутових) параметрів взаємного положення з'єднаних деталей дозволяють рекомендувати дане з'єднання для виготовлення високоточних, з погрішністю не більше 10 кут. сек., виробів.

4. Запропоновано фізичну модель на основі дислокаційної теорії, що пояснює лінійно-пружну високоміцну і стабільну поведінку деталей, з'єднаних за ТЗПД-технологією.

5. Новим альтернативним технічним рішенням у технології з'єднання прецизійних деталей є введення в клейові композиції мікро- і нанорозмірних порошків, що дозволяє забезпечити працездатність конструкцій при температурах від мінус 196°C до плюс 250°C . Запропоновано пояснити досягнутий позитивний ефект проявом додаткових сил міжатомної взаємодії в нанорозмірних клейових прошарках.

Подяки.

У роботі приведені результати, отримані автором при виконанні проекту УНТЦ №3045 і інноваційного проекту №15 (державний рег. № 0106U008570), що фінансувався Президією НАН України.

Автор виражає вдячність к.т.н. Родичеву Юрію Михайловичу (Інститут проблем міцності ім. Г. С. Пісаренка НАН України за допомогу в проведенні досліджень механічної міцності зразків.

Бібліографічний список

- [1] Ахматов А.С., Болотич И.П, Овчарова Р.Д., Исследование методом эллипсометрии оптического контакта прозрачных диэлектриков, ОМП, №8, с.9-10, 1975.
- [2] Maslov V. P., Sarsembaeva A., Sizov F.F., Ellipsometric investigation of polished surface of glassceramic with ultra low coefficient of the temperature expansion, report 5454-16, conferences Photonics Europe, 26-30 April, 2004.
- [3] Алексеенко М.П. Когезия и адгезия горячего стекла.- Москва: Машиностроение, 1969. – 165с.
- [4] Berezhinsky L.I., Maslov V.P., Serdega B.K., Tetyorkin V.V. , Yukhymchuk V.A., Study of chemical interaction at Al-ZERODUR interface, Journal of the European Ceramic Society, Vol 26/16, 2006, 3825-3830.
- [5] Бережинський Л.Й., Венгер Е.Ф., Маслов В.П., Сердега Б.К. Пристрій вимірювання величини подвійного променезаломлення, Патент України на корисну модель №7496, опубл. 15.06.2005 бюл. №6.
- [6] Трефилов В.И., Мильман Ю.В., Фирстов С.А. Физические основы прочности тугоплавких металлов, - Киев: Наукова думка, 1975.- 314 с
- [7] Maslov V.P. High-reliability unglue bonding of Zerodur details. The Third International WLT-Conference on Lasers in Manufacturing. – June. – 2005. -Munich, Germany. - p. 777-779.
- [8] Маслов В.П., Дзеркало Маслова, Патент України на корисну модель №9167, опубл. 15.09.2005 бюл. №9.
- [9] Маслов В.П., Спосіб Маслова виготовлення резонатора лазерного гіроскопа, Патент України на корисну модель №9296, опубл. 15.09.2005 бюл. №9.
- [10] Венгер Е.Ф., Маслов В.П., Локшин М.М. Клейова композиція «Сапфір» Заявка №i2006 08918 на патент України на корисну модель від 10.08.2006
- [11] Жужнева А.П., Маслов В.П., Олейник В.Г. Исследование взаимодействия клея К-400 с ситаллом и кварцем методом инфракрасной спектроскопии МНПВО, Оптико-механическая промышленность, 1981, №4, с-15-16.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ПРОБЛЕМЫ В ПРОЕКТИРОВАНИИ АВТОНОМНЫХ ВЫСОКОТОЧНЫХ БИНС АВИАЦИОННО- КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

С.Е. Переляев, Г.И. Чесноков, А.В. Чернодаров

Московский институт электромеханики и автоматики
г. Москва, Россия

Введение

Тенденции развития современных авиационных пилотажно-навигационных комплексов показывают, что основным ядром измерительно-информационных систем глобального действия являются инерциальные навигационные системы (ИНС). Они обладают целым рядом преимуществ – автономностью, помехозащищенностью, непрерывностью функционирования в любое время года и суток, и при любой погоде.

Первоначально, для упрощения вычислений базовые инерциальные датчики традиционно устанавливались на гиростабилизированной платформе (ГСП), развязанной от пространственных движений летательного аппарата (ЛА) с помощью трех/четырех рамочного карданова подвеса.

Московский институт электромеханики и автоматики (МИЭА) проектирует и внедряет инерциальные навигационные системы для объектов с длительным временем работы начиная с 1960 года. Первая автономная ИНС на отечественных поплавковых гироскопах была разработана в 1967 году, запущена в серию и весьма успешно используется на самолетах вплоть до настоящего времени. Дальнейшее совершенствование характеристик объектов стало сдерживаться возможностями инерциальных систем. В военной авиации переход на единый источник пилотажно-навигационной информации был затруднен из-за недостаточной надежности самих ИНС. Так, последние зарубежные платформенные ИНС на базе механических ДНГ имеют не более 600 часов наработка на отказ.

В военной авиации постоянно повышается диапазон максимальных угловых скоростей и ускорений. В частности, для перспективных тактических истребителей типа Мираж-2000-9, EF-2000, F-22A предельные значения угловых скоростей достигают ≈ 400 угл.град/с, а угловых ускорений 1500 угл.град/с², что накладывает определенные ограничения на платформенные системы. Эти ограничения полностью снимаются при переходе к бесплатформенным (бескарданным) системам (БИНС), которые обладают целым рядом дополнительных преимуществ, показанных на плакате.

Переход основных разработчиков ИНС от платформенных к бесплатформенным системам (БИНС) военного назначения произошел в середине 80-х годов теперь уже прошлого века. В БИНС акселерометры и гироскопы устанавливаются непосредственно на корпусе объекта по трем взаимно ортогональным осям, участвуя при этом во всех его угловых и линейных движениях. Поэтому традиционная ГСП с системой кардановых

колец отсутствует, а ее функции по реализации опорной системы координат выполняет специализированный бортовой микропроцессор.

Появление специализированных бортовых вычислителей и новых методов цифровой обработки информации позволило приступить к широкомасштабному проектированию БИНС. Кроме того, необходимым условием создания бескарданных систем непосредственно связано с разработкой точных гироскопов относительно небольших размеров, функционирующих в достаточно большом диапазоне угловых скоростей и ускорений.

Этапы разработки БИНС авиационного назначения

Институт приступил к созданию первой авиационной БИНС в 1975 году. Основные характеристики разработанных систем приведены на плакате [3]. В середине 80-х годов в ОАО «МИЭА» началась разработка первой промышленной БИНС на лазерных гироскопах – И-42-1с. Данная система предназначалась для использования в качестве основной информационно-измерительной подсистемы цифровых пилотажно-навигационных комплексах магистральных самолетов Ил-96 и Ту-204. Система 1-го поколения И-42-1с была построена на серийных чувствительных элементах – лазерных гироскопах КМ-11-1А разработки НИИ «Полюс» и поплавковых акселерометрах АЛ-1 собственной разработки. Поскольку датчики КМ-11-1А и АЛ-1 разработаны без учета мирового опыта и требований со стороны перспективных БИНС, система И-42-1с уступала зарубежным аналогам по массо-габаритным характеристикам, энергопотреблению и надежности.

По точности и составу выдаваемых пилотажно-навигационных параметров система И-42-1с соответствовала требованиям международного стандарта ARINC-704. Кроме того, первая отечественная БИНС обеспечила проведение летной отработки и начальный этап эксплуатации самолетов Ил-96 и Ту-204. Основные характеристики системы И-42-1с представлены на плакате. Во всех последующих разработках БИНС использовались лазерные гироскопы и кварцевые акселерометры разработки МИЭА.

При разработке бесплатформенной системы 2-го поколения БИНС-85 была поставлена задача создания БИНС на уровне лучших зарубежных систем: Ltn-90 (фирма «Litton», США) и H-421 (фирма «Honeywell», США). Такая система должна полностью соответствовать требованиям ARINC-704A. Выполнение этой задачи потребовало комплексного подхода и создания широкой кооперации предприятий. Было принято решение о разработке в МИЭА собственного лазерного гироскопа и малогабаритного кварцевого акселерометра.

Созданная технологическая база, разработанные принципиально новые чувствительные элементы (лазерный гироскоп ЛГ-1 и кварцевый акселерометр АК-6), которые соответствовали мировому уровню, позволили выполнить разработку системы БИНС-85 в полном соответствии с требованиями международного стандарта ARINC-704 и ЕНЛГС-3. Основные характеристики БИНС-85 представлены на плакате.

К 2001 году система прошла все виды испытаний, включая летные, и в конце декабря 2001 года Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного комитета выдал свидетельство о годности системы БИНС-85 для установки на воздушное судно.

К сожалению, практически полное отсутствие заказов на БИНС-85, связанное с проникновением в середине 90-х годов на отечественный рынок зарубежных инерциальных систем, не позволило развернуть производство отечественной БИНС-85 в масштабах, которые бы позволили довести систему до необходимого уровня эксплуатационной надежности.

Тем не менее, на сегодня БИНС-85 является единственной отечественной инерциальной системой, которая соответствует внутренним и международным стандартам и может использоваться в качестве основного датчика пилотажно-навигационных параметров в бортовых цифровых комплексах тяжелых гражданских самолетов. Система полностью взаимозаменяма с известными зарубежными системами Ltn-90 и H-421, прошла совместно с ними эксплуатационные испытания в составе комплекса магистрального самолета Ил-96.

Параллельно в институте велась разработка первой отечественной БИНС военного назначения (БИНС-77) на базе кольцевого лазерного гироскопа типа ЛГ-1. Данная система спроектирована в основном для самолетов военно-транспортной авиации. Несколько комплектов БИНС-77 поставлено на самолет АН-70 и были проведены определенные этапы летных испытаний системы.

В настоящее время в МИЭА весьма интенсивно ведется разработка авиационной БИНС 3-го поколения, интегрированных с бортовым приемником спутниковой навигационной системы (СНС):

- БИНС-СП (вариант БИНС-СП-1) для военной авиации;
- БИНС-Т для гражданской авиации.

Используемые в этих системах электронно-цифровые устройства и технические решения в значительной мере унифицированы. Повышение точности БИНС 3-го поколения обеспечивается как на уровне базовых чувствительных элементов (ЛГ и АК), так и на системном уровне. В частности, разработана новая функциональная электроника, обеспечивающая надежное и точное функционирование ЛГ и АК. Кроме того, используется вполне современная цифровая техника на современной зарубежной элементной базе.

Основные характеристики БИНС-СП представлены на плакате. Параметры БИНС-СП-1 достигнуты и подтверждаются в реальных полетах на учебно-боевом самолете Як-130 (ОКБ «Яковleva»). Параметры БИНС-СП будут реализованы в соответствии с утвержденной программой работ основных приборостроительных предприятий (МИЭА, РПЗ, РПКБ).

Смежные области применения БИНС

В 2004 году в МИЭА на основании исходных данных МОКБ «Марс» были разработаны технические предложения по созданию системы БИИ-РБ на лазерных гироскопах для бортовой системы управления разгонным блоком

«Бриз-М». Технические предложения защищены в МИЭА на НТС с участием представителей МОКБ «Марс» и КБ «Салют» 28.12.2004г. В настоящее время ведется разработка документации на БИИ-РБ. Помимо БИНС авиационного назначения в МИЭА был создан ряд опытных и экспериментальных образцов БИНС для наземного и морского применения.

В 1991 году в МИЭА был разработан и принят Заказчиком аванпроект на малогабаритную систему навигации и ориентации на базе отечественных лазерных гироскопов для аппаратуры топопривязки и ориентирования и аппаратуры наведения и восстановления наводки САУ «МСТА-СГ» артиллерийского комплекса «Исеть».

Для решения задач геодезии и топопривязки наземных транспортных средств в течение 1995 – 1997 г.г. по контракту с иностранной фирмой была разработана и изготовлена в двух экземплярах система «Ситоп». В состав ее входила БИНС-85, СНС и блок аэрометрических данных. Система работала в 2-х режимах:

- коррекция от СНС и от аэрометрического блока;
- коррекция по скорости при остановках через 5 минут на время 30 сек.

При испытаниях в условиях сложной горной местности были получены результаты, близкие к требуемым по ТЗ, что подтверждено совместным Протоколом.

В период 1998 – 1999 г.г. также по контракту с иностранной фирмой была разработана геодезическая система СГ для измерения параметров движения автотранспортных средств. Система также интегрирована с приемником GPS и работает в 2-х режимах:

- коррекция от СНС;
- коррекция по скорости на остановках.

Было изготовлено два образца системы, которые прошли с положительными результатами натурные испытания совместно с Заказчиком в декабре 1999 года.

В целях изучения возможности создания БИНС, удовлетворяющей требованиям морской навигации, в 1998 году в рамках проекта «Магеллан-2» были проведены натурные испытания на гидрографическом судне ГС-439 системы БИНС-85, программное обеспечение которой было доработано в части введения автономной начальной выставки на качающемся основании. Проводились швартовые испытания в течение 8 часов и ходовые испытания, включавшие 2 выхода в море по 4,5 ч. Погрешность определения координат в ходовых испытаниях не превысила 6 км за 4,5 ч.

Испытания подтвердили возможность создания на базе лазерных технологий инерциальной системы морского применения.

Модернизация программно-математического обеспечения БИНС

Развитие теории и практики БИНС опирается на применение цифровых датчиков первичной информации (ДПИ). Включение цифровых ДПИ в структуру БИНС существенно расширяет возможности БИНС по поддержанию заданной точности и целостности информационного обеспечения маневренных

летательных аппаратов. Представляется, что методологической основой реализации таких задач БИНС являются вычислительные методы и технические средства преобразования и обработки сигналов ДПИ. Вместе с тем, внедрению современных методов в практику первичной обработки сигналов ДПИ уделяется, на наш взгляд, неоправданно мало внимания.

В то же время от уровня некомпенсированных приборных погрешностей, шумов и наличия аномальных измерений существенно зависит эффективность функционирования БИНС как в режиме начальной выставки, так и в рабочем режиме.

Постановка задачи – исследование возможностей повышения точности восстановления полезных сигналов лазерных гироскопов БИНС в условиях параметрической и статистической неопределенности, а также при наличии аномальных измерений. Решение поставленной цели базируется на приведении задачи цифровой обработки сигналов (ЦОС) кольцевых лазерных гироскопов (КЛГ) к оптимальной калмановской конструкции (ОФК) и настройке данной конструкции на функционирование в условиях неопределенности и аномальных измерений. Известно, что системы ЦОС калмановской структуры включают контуры прогноза параметров оцениваемой системы и обработки наблюдений. Реализация контура прогноза предусматривает наличие моделей изменения выходных сигналов ДПИ между сеансами формирования наблюдений. При первичной обработке сигналов такие модели могут строиться в режиме реального времени с помощью полиномов по ретроспективной выборке отсчетов $y_1, y_2, y_3 \dots y_n$ сигналов КЛГ.

Указанной выборке реальных сигналов датчика можно поставить в соответствие прогнозное значение выходного параметра ДПИ

$$\hat{y}_{i/i-1} = \Phi_i^T \bar{y}_{i-1} = \sum_{k=1}^{i-1} \varphi_{i,i-k} y_k, \quad (1)$$

где $\hat{\Phi}_i^T = [\varphi_{i,1} \varphi_{i,2} \dots \varphi_{i,i-1}]$ – вектор коэффициентов полинома на i -м такте;

$\bar{y}_{i-1} = [y_{i-1} \ y_{i-2} \dots y_1]^T$ – вектор ретроспективных значений параметра.

Оптимальная оценка параметра в i -й момент времени может быть сформирована путем рекуррентной обработки невязок

$$v_i = y_i - \hat{y}_{i/i-1}, \quad (2)$$

где y_i – отсчет параметра на текущем такте обработки.

Алгоритм обработки наблюдений с контуром защиты оценок от аномальных (сбойных) измерений предлагается строить на основе минимизации функции робастного правдоподобия

$$\hat{y}_i = \arg \min_{y_i} \sum_{i=i_0+1}^{i_f} \rho(\beta_i), \quad (3)$$

где $\beta_i = v_i / \alpha_i$ – нормированная невязка; α – параметр масштаба; $\rho(\beta) = -\ln f(\beta)$; $f(\beta)$ – функция плотности вероятности (ФПВ).

Решением задачи (3) с учетом ограничения

$$y_i - \Phi_i^T \bar{y}_{i-1} - \Gamma_i \xi_{i-1} = 0, \quad (4)$$

где ξ_{i-1}, \tilde{A}_i – шум ДПИ и его коэффициент интенсивности, является алгоритм робастного оценивания следующего вида [1]

Прогноз:

$$\hat{y}_{i/i-1} = \Phi_i^T y_{i-1}; \quad (5)$$

$$P_{i/i-1} = \Phi_i^T \tilde{P}_{i-1/i-1} \Phi_i + Q_i; \quad (6)$$

Коррекция:

$$v_i = y_i - \hat{y}_{i/i-1}; \quad (7)$$

$$\beta_i = v_i / \alpha_i; \quad (8)$$

$$\psi(\beta_i) = \psi_i; \quad (9)$$

$$\psi'(\beta_i) = \psi'_i; \quad (10)$$

$$\tilde{\alpha}_i^2 = P_{i/i-1} \psi'_i + \alpha_i^2; \quad (11)$$

$$K_i = P_{i/i-1} / \tilde{\alpha}_i^2; \quad (12)$$

$$\hat{y}_{i/i} = \hat{y}_{i/i-1} - K_i \alpha_i \psi_i; \quad (13)$$

$$P_{i/i} = (K_i \psi'_i - 1)^2 P_{i/i-1} + K_i^2 \psi'_i \alpha_i^2; \quad (14)$$

$$\tilde{P}_{i/i} = \text{diag}(P_{i/i}, P_{i-1/i-1}, \dots, P_{i-N/i-N}), \quad (15)$$

где N – количество отсчетов на скользящем временном интервале;

$$\psi_i = \psi(\beta_i) = \frac{\partial \rho(\beta)}{\partial \beta} \Big|_{\beta=\beta_i}; \quad \psi'_i = \psi'(\beta_i) = \frac{\partial^2 \rho(\beta)}{\partial \beta^2} \Big|_{\beta=\beta_i} \quad \text{функция}$$

принадлежности и ее производная, входящие в структуру алгоритма обработки в виде коэффициентов.

В робастных фильтрах функции ψ_i и ψ'_i формируются на основе априорных предположений о законах распределений полезного сигнала и помехи. Указанные функции устанавливают области возможных состояний ДПИ и определяют меру доверия к измерениям, попадающим в соответствующую область состояний.

Выбор значений указанных функций ψ_j , ψ_j^T опирается на необходимые условия [2] отсутствия расходимости фильтра, а именно: обобщенный параметр имеет распределение Гаусса $\beta \in N(0,1)$; выполняется правило [3] 3σ для вероятности P нахождения случайной величины, имеющей распределение Гаусса, на интервале $[-3\sigma, 3\sigma]$:

$$P\{\beta - E[\beta] \geq 3\sigma\} = 0.0027 \quad (16)$$

Для случайной величины β правило (16) можно записать в виде

$$P\{|\beta| < 3\} = 0.9973 \quad (17)$$

Таким образом, правильному функционированию фильтра можно поставить в соответствие неравенство

$$|\beta| \leq 3, \quad (18)$$

а также следующие значения функций

$$f_g(\beta) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} \exp(-0.5\beta^2); \quad \rho_g(\beta) = 0.5 \ln(2\pi) + 0.5\beta^2; \quad \psi_g(\beta_j) = \beta_j; \quad \psi'_g(\beta_j) = 1.$$

Нарушение неравенства (18) может быть связано как с разладкой фильтра, так и с наличием аномальных измерений (наблюдений). В робастной статистике [4] гауссовские случайные величины, имеющие «выбросы», обычно описываются распределением Лапласа. Такому распределению и нештатным условиям применения фильтра можно поставить в соответствие следующие функции

$$f_l(\beta) = 0.5 \exp(-|\beta|); \quad \rho_l(\beta) = \ln 2 + |\beta|; \quad \psi_l(\beta_j) = |\beta_j|; \quad \psi'_l(\beta_j) = 0.$$

Размытость границ между аномальными и кондиционными сигналами может быть учтена с помощью математического аппарата нечетких множеств [5]. Такой математический аппарат позволяет формализовать неопределенность с помощью нечетких чисел и соответствующих им функций принадлежности. В частности, используя симметричную треугольную форму описания функций принадлежности, нечеткость классификации невязок можно учесть путем соответствующего уменьшения весовых коэффициентов в окрестностях допуска 3σ . Однако более точный вариант настройки функции влияния в окрестностях допусков может быть реализован на основе свертки ФПВ Гаусса и Лапласа. Такая свертка может быть выполнена с помощью производящих функций моментов (ПФМ) [6,7]

$$M_{lg}(T) = M_l(T)M_g(T) = (1-T^2)^{-1} \exp(T^2/2), \quad (19)$$

где $M(T)$ – ПФМ; T – комплексное число; $K(T) = \ln M(T)$ – функция кумулянтов.

Опираясь на результаты работы [6], можно показать, что для нормированной невязки β_j справедливы следующие соотношения

$$\psi(\beta_j) = T_0 + \eta_3(T)/2 \Big|_{T=T_0}; \quad (20)$$

$$\psi'(\beta_j) = \left[1 + \frac{\partial \eta_3(T)}{2\partial T} \right] \frac{\partial T}{\partial \beta} \Big|_{T=T_0}, \quad (21)$$

где $\eta_n = K_n(T)/K^n(T)$ – нормированный кумулянт для невязки β ; T_0 – значение аргумента в седловой точке, для которой справедливо равенство

$$K'_T(T) - \beta_j = 0 \quad (22)$$

С учетом приближения $\ln(1-T^2) \approx -T^2$ и соотношений (19)-(22) параметры ψ_j и ψ'_j будут иметь вид $\psi_{lg}(\beta_j) = \beta_j/3$; $\psi'_{lg}(\beta_j) = 1/3$.

Таким образом, предлагаемая здесь технология первичной обработки сигналов ДПИ имеет два уровня аппроксимации: грубый и точный. На первом уровне обеспечивается предварительное восстановление и прогнозирование полезного сигнала на такте обработке, на втором – его коррекция с учетом статистических характеристик шумов и моделей ошибок КЛГ. Конструкция ОФК второго уровня обработки первичных сигналов реализуется на основе рекуррентных процедур. Поэтому целесообразна реализация этапа

предварительной обработки сигналов КЛГ также в виде рекуррентного алгоритма. Такой алгоритм аппроксимации предлагается строить на базе ортогональных полиномов Чебышева m -го порядка

$$\hat{y}(t) = \sum_{k=0}^m q_{k,n} P_{k,n}(t), \quad (23)$$

$$P_{k,n}(t) = t^k - \left[\sum_{i=0}^n t_i^k P_{k-1,n}(t_i) / \sum_{i=0}^n P_{k-1,n}^2(t_i) \right] P_{k-1,n}(t_i) - \left[\sum_{i=0}^n t_i^k P_{k-2,n}(t_i) / \sum_{i=0}^n P_{k-2,n}(t_i) \right] P_{k-2,n}(t_i) - \dots - \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n t_i^k; \quad (24)$$

$$\sum_{i=0}^n P_{k,n}(t_i) P_{j,n}(t_i) = \begin{cases} 0 & \text{при } k \neq j; \\ S^2 & \text{при } k = j. \end{cases} \quad (25)$$

Коэффициенты полинома (23) могут быть определены с помощью метода наименьших квадратов путем минимизации квадратичной формы

$$J = \sum_{i=0}^n \left[\sum_{k=0}^m q_{k,n} P_{k,n}(t_i) - y(t_i) \right]^2 \underset{q_{k,n}}{\longrightarrow} \min. \quad (26)$$

Минимизация штрафной функции (26) с учетом (24), (25) приводит к следующим соотношениям для определения весовых коэффициентов

$$\tilde{N}_k = \sum_{i=0}^n y_i P_{k,n}(i); \quad k = \overline{0, m}; \quad (27)$$

$$S_k^2 = \sum_{i=0}^n P_{k,n}^2(i); \quad (28)$$

$$q_{k,n} = C_k / S_k^2. \quad (29)$$

Таким образом, реализация двухуровневой системы комплексной первичной обработки сигналов ДПИ можно рассматривать как одно из эффективных средств алгоритмического улучшения точностных параметров КЛГ.

В векторно-матричном представлении соотношение (23) имеет вид

$$\hat{y}_i = P_n(i) q_n(i), \quad (30)$$

где

$$\hat{y}_i = [\hat{y}_0 \dots \hat{y}_i]^T;$$

$$P_n(i) = \begin{bmatrix} P_0(t_0) & P_1(t_0) & \dots & P_m(t_0) \\ P_0(t_1) & P_1(t_1) & \dots & P_m(t_1) \\ \vdots & & & \\ P_0(t_i) & P_1(t_i) & \dots & P_m(t_i) \end{bmatrix};$$

$P_n(i)$ – система полиномов, ортогональных на дискретной сетке $\overline{0, n}$;
 $i \in [0, n]$ – интервал сглаживания; m – максимальная сетка полинома;

$q_{n(i)} = [q_{0(i)} q_{1(i)} \dots q_{m(i)}]^T$ – вектор коэффициентов разложения после обработки текущего i -го измерения.

Дисперсия ошибок аппроксимации может быть записана в виде

$$D_{\hat{y}_i} = D_\xi \sum_{k=0}^m P_{k,n(i)}^2 / S_k^2, \quad (31)$$

где D_ξ – дисперсия шумов измерений. Выражения (30)-(31) позволяют построить рекуррентную форму определения элементов вектора q_n . Пусть выполнено очередное $(n+1)$ -е измерение. Тогда, учитывая имеющиеся значения элементов вектора q_n и выполняя сдвиг сетки на один шаг вправо, получим рекуррентную форму пересчета коэффициентов разложения

$$q_{n+1} = Aq_n + By_{n+1}, \quad (32)$$

$$\hat{y}_{n+1} = P_{n(n)}^T q_{n+1}, \quad (33)$$

где A – переходная матрица для коэффициентов аппроксимации; $B = [b_0 \dots b_m]^T$ – вектор весовых коэффициентов, причем $A = S^{-2} \sum_{i=0}^n P_{n(i)} P_{n(i+1)}^T$; $B = S^{-2} P_{n(n)}$.

На плакате представлена технология обработки сигналов ДПИ на основе совместных процедур полиномиального сглаживания и робастной фильтрации. В алгоритме обработки сигналов датчиков (5) – (15) не учитывается инструментальный дрейф.

Для оценки остаточного дрейфа КЛГ необходимо представить его в виде математической модели. Считается возможным приближенное описание случайных дрейфов кольцевых лазерных гироскопов (КЛГ) $\Delta\omega$ в виде марковского гауссовского процесса первого порядка

$$\Delta\dot{\omega} = -(1/\tau)\Delta\omega + \xi\sigma\sqrt{(2/\tau)} \quad (34)$$

с экспоненциальной корреляционной функцией

$$R(\tau) = \sigma^2 e^{-|t|/\tau}, \quad (35)$$

где τ – время корреляции; $\xi \in N(0, 1)$; $R(0) = \sigma^2$ – дисперсия дрейфа гироскопа.

Решение уравнения (34) имеет вид

$$\Delta\omega_i = e^{-\Delta t_i/\tau} \Delta\omega_{i-1} + \xi\sigma\sqrt{1 - e^{-2\Delta t_i/\tau}}; \Delta t_i = t_i - t_{i-1} \quad (36)$$

Тогда введя в рассмотрение ошибку аппроксимации

$$x_i = \Delta y_i = Y - Y_p,$$

где Y, Y_p – соответственно истинное и сформированное на выходе КЛГ значения параметра, алгоритм обработки (5) – (15) приобретает вид

Прогноз:

$$\hat{x}_{i/i-1} = \tilde{\Phi}_i x_{i-1/i-1}; \quad (37)$$

$$P_{i/i-1} = \tilde{\Phi}_i P_{i-1/i-1} \tilde{\Phi}_i^T + Q_i; \quad (38)$$

Коррекция:

$$v_i = z_i - H_i \hat{x}_{i/i-1}; \quad (39)$$

$$\beta_i = v_i / \alpha_i; \quad (40)$$

$$\psi(\beta_i) = \psi_i; \quad (41)$$

$$\psi'(\beta_i) = \psi'_i; \quad (42)$$

$$\tilde{\alpha}_i^2 = H_i P_{i/i-1} H_i^T \psi'_i + \alpha_i^2; \quad (43)$$

$$K_i = P_{i/i-1} H_i^T / \tilde{\alpha}_i^2; \quad (44)$$

$$\hat{x}_{i/i} = \hat{x}_{i/i-1} - K_i \alpha_i \psi_i; \quad (45)$$

$$P_{i/i} = (K_i H_i \psi'_i - E) P_{i/i-1} (K_i H_i \psi'_i - E)^T + K_i \psi'_i \alpha_i^2 K_i^T; \quad (46)$$

где $x_i = \begin{bmatrix} \Delta y_i \\ \Delta \omega_i \end{bmatrix}$; \hat{x}_i – оценка вектора ошибок x ; $\tilde{\Phi}_i = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_i \\ 0 & -1/\tau \end{bmatrix}$; $H_i = [1 \ 0]$

Работоспособность алгоритмов адаптивно-робастной обработки сигналов была проверена на имитационной модели лазерного гироскопа современной БИНС. Эталонная фазовая траектория формировалась в виде низкочастотного синусоидального сигнала, на который накладывалась гауссовская помеха с аномальными выбросами. Характерные результаты эксперимента представлены на плакатах.

ВАРИАНТЫ ПРИМЕНЕНИЯ АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ
НАВИГАЦИИ В
ИНТЕГРИРОВАННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ
РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.Т. Кривовяз

Государственное предприятие «Оризон-Навигация»
г. Смела, Украина

EMPLOYMENT OPTIONS OF SATELLITE NAVIGATION EQUIPMENT
IN DIFFERENT PURPOSE INTEGRATED SYSTEMS

A. Krivovyaz

State Enterprise “Orizon-Navigation”
Smela, Ukraine

О предприятии

ГП “Оризон-Навигация” уже более 25 лет работает в области спутниковой навигации. За четверть века на предприятии сформировался высокопрофессиональный коллектив, определились приоритетные направления развития и создана собственная школа проектирования и разработки спутникового оборудования.

Спектр навигационной аппаратуры с маркой “Оризон-Навигация” охватывает практически все применения и сферы деятельности. Это профессиональные навигационные приемники для объектов военной техники, для авиационного, морского и наземного транспорта, оборудование синхронизации систем связи, оборудование систем обеспечения безопасности движения, геодезическое оборудование, прецизионное оборудование для испытаний и сертификации навигационных приборов. Отличительной особенностью всей аппаратуры, его «ноу-хау», является способность аппаратуры работать по двум спутниковым навигационным системам - американской GPS и российской ГЛОНАСС, а для последних моделей – еще и по европейской системе EGNOS. К тому же, в рамках сотрудничества с европейскими фирмами, на предприятии разрабатывается приемник сигналов новейшей системы GALILEO. Возможность приема сигналов от нескольких спутниковых навигационных систем существенно повышает точность и надежность ориентирования для пользователя такой аппаратуры.

Интегрированные навигационные системы

Основным узлом аппаратуры является модуль приемника ГЛОНАСС/GPS (SBAS/GALILEO – для новых изделий). На предприятии разработано и освоено в производстве несколько типов приемников, отличающихся количеством каналов приема и возможностями навигационного процессора, программным обеспечением и возможностями расширения выполняемых функций.

Современная навигационная аппаратура чаще всего является сложной системой, интегрированной в объект и объединяющая в себе самые разнообразные функции.

Авиационная аппаратура потребителей является наиболее сложной,

поэтому рассмотрим варианты интеграции навигационного оборудования именно на примерах авиационного оборудования.

Комплекты аппаратуры СН-3301 и СН-3307 являются системами, объединяющими функции определения местоположения, планирования навигации, управления полетом самолета в ручном и автоматическом режимах. Блоки аппаратуры сопрягаются с самолетными системами, оборудованием и пилотажно-навигационными приборами.

Аппаратура СН-3301

В авиационной аппаратуре СН-3301, разработанной по заказу АНТК им.О.К.Антонова, реализован прием и формирование входных и выходных сигналов как в форматах СКТ и СЕЛЬСИН, так и в цифровом формате по ARINC – 429, формирование аналогового сигнала в САУ «Гамма-заданное», а именно:

- прием в цифровом и в аналоговом виде информации о высоте, скорости и курсе;
- выдача отклонения от линии заданного пути на прибор навигационный плановый;
- выдача управляющих сигналов на световое информационное табло самолета;
- выдача информации по ARINC 429 в самолетные системы (ВСС, МФИ, СРППЗ);
- выдача в САУ управляющих сигналов в цифровом и аналоговом виде для осуществления горизонтальной навигации (Гамма-заданное или Z и Z с точкой);
- выдача значения заданного путевого угла, угла сноса, оставшегося расстояния, отклонения от линии заданного пути и др. сигналов на прибор навигационный плановый.

Аппаратура СН-3307

Аппаратура СН-3307, разработанная для самолетов военной авиации, устанавливается дополнительно к штатному навигационному оборудованию и интегрирована в комплекс бортового радиоэлектронного оборудования, что позволяет существенно повысить навигационное обеспечение. Интеграция с ПНК позволяет также повысить боевое применение ЛА и ввести режим навигационного бомбометания.

Рассмотрим перечень параметров обмена систем БРЕО и СН-3307 на примере интеграции СН-3307 с бортовым комплексом радио - электронного оборудования (БРЕО) при модернизации самолетов типа Су и МиГ:

- прием параметров воздушной скорости и высоты;
- прием параметров курса, углов крена, тангажа;
- прием разовых команд (курса посадки, возврата и повторного захода и пр.);
- выдачу навигационной информации (курса заданного, курса текущего, дальности до ПМ, отклонения от курса, отклонения от глиссады) на штатный индикаторный прибор;
- выдачу навигационной информации (выдача бокового отклонения от линии заданного пути, отклонения от заданной высоты) на штатный индикаторный прибор;
- выдачу информации (текущих параметров, координат целей, дальности до целей, азимут целей и др.) в систему единой индикации и в штатный прицельный комплекс;
- выдачу информации в систему автоматического управления;
- выдачу информации (текущие координаты, путевая скорость и ее составляющие, текущий путевой угол, угол сноса, текущее время, дата и пр.) в бортовой регистратор.

Аппаратура СН-4311

В настоящее время на предприятии ведется разработка по созданию бортовой многофункциональной аппаратуры самолетовождения СН-4311, входящей в состав комплекса бортового радиоэлектронного оборудования самолетов.

Эта аппаратура предназначена для решения задач навигации и управления процессом самолетовождения на всех этапах полета от взлета до захода на посадку и централизованного управления системами пилотажно-навигационного комплекса.

Аппаратура СН-4311 обеспечивает выполнение задач навигации, планирования полетов, прогнозирования траектории, управления характеристиками самолета за счет взаимодействия по приему и выдаче информации со следующими системами:

Пилотажно-навигационным оборудованием:

- системой курса и вертикали;
- информационным комплексом высотно-скоростных параметров;
- системой автоматического управления;

- вычислителями экранной системы индикации;
- системой раннего предупреждения приближения земли.

Радиотехническим оборудованием навигации, посадки и управления движением:

- радиотехнической системой ближней навигации;
- автоматическим радиокомпасом;
- малогабаритным дальномером;
- метеонавигационной радиолокационной системой;
- системой навигации и посадки;
- радиотехнической системой измерения малых высот;
- системой предупреждения столкновений в воздухе.

Радиосвязным оборудованием самолета:

- радиостанцией ДКМВ диапазона;
- радиостанцией МВ диапазона;
- бортовой авиационной аппаратурой автоматического обмена данными.

Штатным общесамолетным оборудованием:

- топливной измерительной системой;
- бортовой системой технического обслуживания;
- аппаратурой полетных измерений.

Варианты интеграции

В общем случае интеграцию аппаратуры спутниковой навигации с другими бортовыми системами можно разделить на два основных варианта:

- без обработки информации – индикация параметров от системы спутниковой навигации (аналоговые индикаторные приборы), построение графических изображений (МФИ), использование параметров для работы других систем (САУ, СРППЗ и др.);
- с обработкой информации – для создания интегрированных навигационных бортовых систем навигации (вычислительных систем самолетовождения).

Если для первого варианта, как правило, алгоритмы использования, наборы параметров и интерфейсы передачи данных определены достаточно четко, то для второго варианта выбор этих составляющих представляет достаточно сложную задачу, в которую входят техническая, алгоритмическая, математическая и программная части.

Определяющим для решения этой задачи является выбор алгоритма комплексной обработки информации.

Разработка алгоритмов комплексной обработки информации для вычисления текущих координат местоположения по сигналам отдельных систем и датчиков

Предприятие «Орион-Навигация» в последние годы активно сотрудничает с ведущими институтами Украины по разработке алгоритмов и программного обеспечения для комплексной обработки информации. В рамках НИОКР «Разработка и внедрение в производство технологий и аппаратуры класса «Safety of Life» («Безопасность жизни») для обеспечения транспорта и транспортных систем ...», выполняемой ГП «Орион-Навигация» на основании договора с министерством промышленной политики Украины, были выполнены несколько научно-исследовательских работ.

В частности, сотрудниками факультета авиационно-космических систем НТУУ «КПИ» выполнена научно-исследовательская работа *"Разработка алгоритмов комплексирования аппаратуры потребителя спутниковых навигационных систем и бесплатменной курсовертикали"*. В ней отмечены хорошие перспективы использования глобальных спутниковых навигационных систем (СНС), которые имеют высокую точность определения координат подвижных объектов, малые массу и габариты, невысокую стоимость при бесплатном пользовании СНС.

Отмечены недостатки СНС, например слабая помехозащищенность, и обосновано использование автономной вспомогательной НС.

Отмечены существенные недостатки инерциальных систем (особенно БКВ) - быстрое нарастание погрешностей определения текущих координат, вызванное нестабильностью нулевых сигналов ДУС и акселерометров, а также шумовыми составляющими их выходных сигналов. Обоснована необходимость комплексирования информации, получаемой от БКВ, с данными, получаемыми от аппаратуры СНС.

Указанных двух навигационных систем (АП СНС и БКВ) может быть достаточно для решения задачи высокоточного и надежного определения координат и угловой ориентации самолета. В то же время, целесообразно использовать в комплексе и другие навигационные средства, имеющиеся на борту самолета, в частности, систему воздушных сигналов, дальномерные системы DME/DME, VOR/DME и прочие. Современное навигационное оборудование большинства подвижных объектов, в том числе самолетов, базируется на использовании различных по физическому принципу действия датчиков навигационной информации. Поскольку любой из датчиков не является универсальным средством навигации, имеет свои преимущества и недостатки, актуальным является вопрос рационального использования всей совокупности навигационной информации, что может быть реализовано путем интегрирования отдельных навигационных приборов в единый комплекс и использования современных методов обработки навигационной информации.

В работе, выполненной ФАКС «КПИ», рассмотрены вопросы построения комплексированной НС на основе АП СНС, БКВ и СВС. Предложено интегрирование перечисленных навигационных средств в единый навигационный комплекс самолета выполнять на основе алгоритма оптимального фильтра Калмана.

Аналогичные вопросы рассматривались в научно-исследовательской работе “Разработка алгоритмов обработки информации от инерциальной системы для решения навигационных задач”, выполненной сотрудниками института электроники и систем управления НАУ. В этой работе показано, что комплексную обработку информации в навигационном вычислителе целесообразно осуществлять, используя хорошо зарекомендовавшую себя на практике схему компенсации.

В этой схеме сигналы измерителей, которые включают измеряемую величину и погрешности измерителей, поступают на вход вычитающего устройства.

Полученный на выходе сигнал проходит через динамический фильтр и вычитается из сигнала корректируемого измерителя, например, из сигнала БИНС.

Погрешность будет тем меньше, чем более сильное расхождение в спектральных характеристиках погрешностей измерителей.

Целесообразность использования метода компенсации при обработке информации в инерциально - спутниковых системах навигации объясняется тем, что в данном случае измерения навигационных параметров осуществляются измерителями, которые основаны на разных физических принципах, и при этом ошибки этих измерителей лежат в разных частотных диапазонах.

Алгоритм комплексной обработки информации, использующий метод компенсации, имеет по сравнению с оптимальной Калмановской фильтрацией достаточно простой вид.

В другом институте НАУ – институте информационно-диагностических систем была выполнена научно-исследовательская работа “Разработка алгоритмов комплексной обработки информации от разных датчиков с использованием фильтра Калмана”. В данной работе было выполнено математическое описание динамических и статистических свойств навигационных систем и измерителей и представление их в виде линейных динамических систем, для того, чтобы синтезировать на основе метода Калмана оптимальные алгоритмы комплексной обработки навигационных измерений (КОНИ).

Рассмотрены методы комплексирования по схеме с вычитанием на базе фильтра Калмана, разработаны математические модели ошибок комплексируемых навигационных систем и измерителей, которые представлены в виде стохастических дифференциальных уравнений, удобных для применения аппарата оптимальной линейной фильтрации.

Были разработаны математические модели, отражающие динамические и статические свойства комплексируемых навигационных средств: ИС, БВ, VOR/DME (РСБН), АРК, СРНС. На их основании можно синтезировать модель динамической части и математическую модель измерительной части комплексов, образующих совместно динамическую систему.

Проблемы

Сложность и многообразие задач, стоящих перед авиацией, предъявляют повышенные требования к точности определения параметров движения ВС.

Использование оптимальной фильтрации для комплексной обработки информации позволяет проводить обработку информации от разных навигационных систем.

Вместе с тем, имеются трудности при реализации фильтра Калмана. Так, минимально возможная размерность фильтра Калмана для КОИ простейшего типа *loosely coupled* (слабосвязанное комплексирование), при котором совместно обрабатываются выходные данные ИНС (БИНС) и НАП СНС – координаты и скорости, составляет 27. В это число неизвестных, подлежащих оцениванию, входят смещения путей, дрейфы и масштабные коэффициенты чувствительных элементов ИНС – 3-х гироскопов и 3-х акселерометров и оценки комплексных параметров – 3 координаты, 3 скорости и 3 угла.

Более точный (но и более сложный) метод КОИ «*tightly coupled*» (тесно связанное комплексирование) предполагает совместную доработку «сырых» измерений ИНС и НАП СНС. При этом в число оцениваемых параметров дополнительно включают по две систематических ошибки измерений для каждого рабочего спутника. Кроме того, вектор оцениваемых параметров расширяют на производные линейных скоростей и углов ориентации. Это необходимо для обработки связи от КОИ к НАП СНС с целью повышения помехоустойчивости приемника НАП.

Для преодоления этих трудностей предлагаются различные решения.

Так, известным российским ученым, *доктором технических наук Дубинко Ю.С.* (г.Санкт-Петербург, филиал предприятия «КБ Навис») прорабатываются в инициативном порядке альтернативные варианты навигационно-управляющих комплексов летательных аппаратов с использованием перспективной аппаратуры спутниковой навигации.

По его мнению, все известные классические схемы комплексирования ИНС и АП СНС с комплексной обработкой выходных координат обеих систем (*loosely-coupled*) или первичных (сырых) измерений (*tightly-coupled*) обладают неоправданной избыточностью как аппаратной (состав инерциальных датчиков), так и программно-алгоритмической (неоправданная загрузка отдельной БЦВМ комплексной обработки и даже неоправданность самого факта ее существования). Причиной этого явления, по мнению ученого, является игнорирование избыточных информационных возможностей АП СНС.

В частности, одним из вариантов рационального комплексирования информации СНС и инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ) предлагается способ и устройство невозмущаемой вертикали (авиагоризонта) (патент РФ №2258907), в состав которой входит один приемник СНС и два линейных акселерометра (или двухосный физический маятник в виде пузырькового уровня или поплавкового авиагоризонта).

Оси чувствительности двух линейных горизонтальных акселерометров должны быть ориентированы горизонтально, по продольным и поперечным

строительным осям ЛА. Линейные ускорения, вырабатываемые спутниковым приемником, должны непрерывно исключаться из показаний этих акселерометров, тогда сигналы этих акселерометров будут пропорциональны синусам углов крена и тангажа (проекции вектора силы тяжести на соответствующие оси).

Другим вариантом может быть двухантенный спутниковый интерферометр – два приемника с двумя продольно разнесенными антеннами и линейный акселерометр (или физический маятник). В этом случае имеется возможность вычисления всех трех углов ориентации, а также значений текущего угла атаки с точностью первых угловых минут.

Для поддержания угловой ориентации при пропадании сигналов СНС в систему должны входить элементы пространственной памяти направления (ЭППН), в качестве которых (в режиме хранения углов) могут использоваться:

- свободные гироскопы;
- датчики угловых скоростей (ДУС).

Гироскопы и ДУС могут быть достаточно грубыми, не обеспечивающими работу в режиме гирокомпасирования с приемлемыми точностями.

КОИ в предлагаемой структуре предельно простая, но реализующая потенциальные возможности всех элементов комплекса за счет естественной декомпозиции вектора состояния объекта. Здесь непрерывно (при работающем приемнике СНС) усредняются разности текущих углов ЭППН и спутникового интерферометра. При этом в раздельных каналах (горизонтальном и вертикальном) оцениваются систематические ошибки гироскопов, их дрейфы и угловые ускорения для прогноза при пропадании сигналов коррекции от СНС. Т.е. здесь вектор состояния представлен двумя подвекторами с размерностью 3 элемента каждый.

Выводы

Предприятие «Орион-Навигация» разрабатывает и производит аппаратуру спутниковой навигации, предназначенную для интеграции в бортовые навигационные системы.

Проведены НИР, в которых исследовались различные способы комплексной обработки информации, большинство из которых использует методы оптимальной фильтрации Калмана.

При использовании методов оптимальной фильтрации в бортовой аппаратуре возникают трудности, связанные с большой размерностью обрабатываемых параметров.

Существуют предложения, которые требуют дальнейшей проработки, по альтернативным вариантам интегрированных навигационных комплексов с использованием аппаратуры спутниковой навигации.

Библиографический список

- [1] Отчет о выполнении НИР «Разработка алгоритмов комплексирования аппаратуры потребителя спутниковых навигационных систем и бесплатформенной курсовертикали», ФАКС НТУУ «КПИ», 2006, 64 с.
- [2] Отчет о выполнении НИР «Разработка алгоритмов обработки информации от инерциальной системы для решения навигационных задач», ИЭСУ НАУ, 2006, 102 с.
- [3] Отчет о выполнении НИР «Разработка алгоритмов комплексной обработки информации от разных датчиков с использованием фильтра Калмана», ИИДС НАУ, 2006, 101 с.
- [4] Техническая документация предприятия «Оризон-Навигация» по аппаратуре СН-3301, СН-3307, СН-4311.
- [5] Дубинко Ю.С. «Некоторые нетрадиционные варианты построения элементов навигационно-управляющих комплексов подвижных объектов с использованием спутниковой навигации» Доклад на V Международной научно-технической конференции «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники», НТУУ «КПИ», 2005.
- [6] Дубинко Ю.С., Бондаренко О.В., «Способ и устройство построения невозмущаемой безгирроскопной вертикали»: Патент №2258907 от 20.08.2005.

ПРОБЛЕМАТИКА КОНСТРУИРОВАНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНЫХ
СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ АВИАКОСМИЧЕСКИХ
ОБЪЕКТОВ

Л.Н. Блохин

Национальный авиационный университет
г. Киев, Украина

PROBLEMS OF THE ENGINEERING COMPETITIVE STABILIZATION
SYSTEM AEROSPACE PLANTS MOVEMENT

L.N. Blokhin

National aviation university
Kiev, Ukraine
fsu@nau.edu.ua

Характерными чертами развития современной авиакосмической техники является непрерывное усложнение вновь создаваемых изделий и необходимость работы этих изделий в оптимальных режимах при воздействиях различных параметрических или сигнальных возмущающих факторов и помех, причинами которых служат как внешние, так и внутренние явления. Как известно, действие возмущающих факторов носит стохастический характер, что определяет необходимость вероятностного подхода к проблемам создания и эксплуатации аэрокосмических объектов. Эти действия приводят к так называемым [1] «постепенным», «внезапным» отказам бортового оборудования обслуживаемых объектов. Постепенные отказы связаны с постепенным ухудшением показателя качества исследуемой системы в процессе эксплуатации и выходом его за допустимые границы. Очевидно, что для исключения вредного влияния постепенных отказов и удержания показателя качества системы на наилучших значениях необходимо создать и затем использовать адаптивную систему управления, контролировать и оценивать текущее состояние объекта, вычислять текущее и прогнозируемое значение показателя качества управления, поддерживать в процессе движения наилучшее значение показателя качества с помощью специальной системы коррекции (системы настройки, системы восстановления) структуры и параметров системы управления по результатам непрерывной оценки его качества.

Все сказанное составляет содержание известной [2] проблемы максимизации точности (качества) управления движением, решение которой складывается из нескольких этапов. Выполнение этих этапов связано с изучением, в том числе и экспериментальным, динамических свойств создаваемых подвижных объектов и их ближайших прототипов, назначением

требуемых критериев качества управления, выбором (динамическим проектированием) и созданием оптимальных структур систем управления движением и при необходимости систем коррекции существующего управления, динамических проектированием и созданием оптимальных систем оценивания и восстановления качества управления непосредственно в процессе движения исследуемого объекта.

Применения восстановительных систем возможно избежать, если при динамическом проектировании оптимальных систем управления (стабилизации) использовать оптимальные робастные, например [3], алгоритмы синтеза систем стабилизации.

При отсутствии внезапных отказов решение проблемы максимизации точности управления движением фактически одновременно решает и проблемы его надежности, а также дает гибкий критерий для ее оперативного оценивания. Задачу же диагностики состояния системы (оценки ее надежности при внезапных отказах и отыскания места ее неисправности) можно свести к задаче выбора и назначения небольшого числа определяющих (диагностических) параметров, отказ любого из которых знаменует приход системы к состоянию с нулевым показателем качества. Это существенно упрощает системы оперативной оценки состояния управления движением.

Проблема максимизации точности (качества) управления движением составляет одну из основных сторон проблем обеспечения эффективности, безопасности, регулярности и качества полетов. Для максимизации точности в полуавтоматических и ручных режимах управления необходимо дополнительно знать модели динамики пилотов (других членов экипажей) в соответствующих режимах управления, определить и реализовать оптимальную структуру системы коррекции управления в каждом из предписанных режимов функционирования подвижного объекта, обучить пилота наиболее рациональным методам управления в сложной эксплуатационной обстановке.

На стадиях эксплуатации уже существующих подвижных объектов решение проблемы максимизации точности (качества) управления движением связывается с решением следующих задач: оптимизация настройки параметров законов управления; синтез оптимальной по точности коррекции систем управления полетом; обеспечение наивысшего достижимого качества летной подготовки пилотов и других членов экипажей; восстановление достижимой точности управления полетом по результатам оперативного контроля показателя точности (качества) процесса управления.

Во вновь разрабатываемых подвижных объектах представляется возможным создание оптимальных структур систем управления, для чего необходимо проведение этапов их динамического проектирования [2, 4].

С проблемой максимизации точности (качества) управления подвижными объектами непосредственно смыкается проблема максимизации точности стабилизации их бортовых функциональных комплексов и систем различного назначения. В соответствии с задачами, решаемыми в процессе движения, на борту подвижного объекта устанавливаются устройства и комплексы: радиотехнические, оптические или астрооптические пеленгаторы (визиры,

антенны, сектанты, телескопы), средства навигации, приборные комплексы управления и т.п. Как правило, перечисленные бортовые функциональные комплексы представляют собой сложные динамические системы (кибернетические комплексы). Как возмущающие факторы, влияющие на качество (точность) работы бортовых кибернетических комплексов, рассматривают такие, как вращение движущегося объекта относительно своего центра масс, линейные перегрузки центра масс при движении по и около заданной траектории полета, вибрационные и ударные перегрузки, моменты сил трения в осях подвесов платформ комплексов, ветровые нагрузки и т.п.

Для ослабления вредного влияния динамических эксплуатационных факторов на точность бортовых кибернетических комплексов стабилизируют либо сами комплексы, либо их чувствительные элементы. Стабилизация комплексов состоит в удержании одной или нескольких измерительных осей комплекса в неизменном положении относительно подвижного или неподвижного ориентиров (некой базовой системы координат). Целью задачи стабилизации считается устранение с помощью так называемой системы стабилизации вращения чувствительных элементов комплекса относительно системы координат, связанной с каким-либо объектом или инерциальной системой отсчета. Как известно, объект стабилизации и стабилизирующие устройства являются собой системы автоматического регулирования, основную сторону качества которых составляет точность. Поэтому при решении задач стабилизации целесообразно использовать весь арсенал методов анализа и синтеза современной теории управления, что позволит обеспечить наилучшее качество стабилизации бортового измерительного комплекса в условиях действия эксплуатационных динамических факторов. Успешные решения задач анализа и синтеза стабилизирующих устройств невозможно без знания реальных динамических характеристик как объектов стабилизации, так и возмущающих факторов.

Итак, очевидна тесная взаимосвязь проблем управления подвижным объектом и стабилизации его бортовых функциональных комплексов. Методы максимизации точности процессов стабилизации в обоих рассматриваемых случаях идентичны. Учитывая указанную взаимосвязь достижений наивысших рубежей качества стабилизации программных движений объектов и эффективности решения бортовыми кибернетическими комплексами предписанных задач целесообразно рассматривать как единую проблему, которой возможно дать формулировку, изложенную ниже. Максимальных точностей стабилизации программных движений объектов и одновременно его бортовых кибернетических комплексов в реальных стохастических условиях эксплуатации необходимо достигать по результатам успешного выполнения работ, группируемых следующим образом.

1) Получение знаний о реальных динамических характеристиках систем управления движением, их основных звеньев, векторов состояний этих звеньев, воздействий и помех как результатов успешного выполнения этапов:

- разработки методов и средств оптимальной по точности динамической аттестации основных бортовых измерителей в условиях, близких к эксплуатационным;
- разработки методов и средств получения оптимальных оценок состояний объекта или его бортовых кибернетических комплексов в штатных режимах движения;
- разработки удобных в практике методов идентификации моделей динамики объекта, основных звеньев систем управления движением и возмущений в штатных эксплуатационных режимах;
- составления экспериментальных моделей динамики объекта, звеньев системы управления движением, воздействий, помех и сертификации этих моделей в процессе длительной эксплуатации подвижного объекта;
- разработки удобных в практике алгоритмов анализа многомерных систем стабилизации в стохастических условиях эксплуатации.

2) Разработка научно-обоснованного подхода к созданию оптимальных по точности систем стабилизации подвижных объектов, их бортовых кибернетических комплексов по результатам успешного выполнения этапов:

- разработки достаточно простых и эффективных для практического использования методов и алгоритмов синтеза оптимальных по точностному критерию систем стабилизации сложных объектов с произвольными динамическими свойствами и произвольной динамикой систем измерения состояний этих объектов;
- разработки новых принципов построения структур оптимальных систем при случайных и детерминированных воздействиях;
- разработки основ динамического проектирования оптимальных систем стабилизации как эффективного пути реализации системного научно обоснованного подхода к созданию оптимальных автоматических комплексов, конкурентоспособных на стадии современного развития авиакосмической техники.

Подробнее с содержанием и технологиями выполнения перечисленных видов работ можно ознакомится в известном [2] литературном источнике.

Библиографический список

- [1] Евланов Л.Г., Контроль динамический систем. – М.: Наука, 1972. – 424 с.
- [2] Азарков В.Н., Блохин Л.Н., Житецкий Л.С. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации. Монография. – К.: НАУ, 2006. – 437 с.
- [3] Блохин Л.Н. Синтез оптимальных робастных систем в задачах эргономики и стохастической стабилизации // Кибернетика и вычислительная техника. – 1999. – Вып. 122. – С. 28-50.
- [4] Блохін Л.М., Буриченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління // Підручник. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.

ПРО НЕОБХІДНІСТЬ ПІДГОТОВКИ ФАХІВЦІВ ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ
«КОСМІЧНА ГЕОДЕЗІЯ»

Ф.Д.Заблоцький, С.Г.Савчук, К.Р.Третяк

Національний університет «Львівська політехніка»,
м.Львів, Україна

ON THE NECESSITY OF PREPARATION OF THE SPECIALISTS BY THE
“SPACE GEODESY” SPECIALITY

F.Zablotskyj, S.Savchuk, K.Tretyak

Lviv Polytechnic National University

fzablots@polynet.lviv.ua

Пропонована доповідь обґруntовує необхідність підготовки фахівців, що забезпечували б ефективне науково-виробниче впровадження і застосування космічних технологій, і в першу чергу, глобальних позиційних систем (GNSS).

За останні десятиліття розвиток геодезичної науки та виробництва надав можливість розв'язувати основну задачу геодезії – визначення фігури, розмірів та зовнішнього гравітаційного поля Землі – не лише в просторі, але й в часі.

Традиційно одним з головних практичних результатів розв'язування основної задачі геодезії вважається створення координатної основи для широкого спектру наукових, господарських та оборонних потреб. Ця координатна основа є необхідною складовою безпеки та економічного розвитку держави. Бурхливий розвиток та широке впровадження в практику геодезичних робіт сучасних супутниковых навігаційних систем, таких як GPS (NAVSTAR), ГЛОНАСС, ГАЛІЛЕО вже сьогодні дозволяє забезпечувати субмілліметрову точність визначення координат геодезичних пунктів як в загальноземній, так і в локальній системах відліку.

Навігаційні супутникові технології разом з методом супутникової альтиметрії та в поєднанні з класичними високоточними геодезичними методами дали можливість прямого вимірювання висот основної рівневої поверхні потенціалу сили ваги, що дозволило поставити питання про створення єдиної всесвітньої системи висот. Точність визначення фігури та гравітаційного поля Землі та їх змін в часі, яка є на сьогодні доступною завдяки використанню вказаних супутниковых технологій, зумовили можливість об'єднання геодезичних мереж, що були створені в різних країнах, у всесвітню геодезичну мережу з подальшою побудовою загальноземної геодезичної системи відліку WGS-84.

Одною з головних задач є створення державної геодезичної мережі з такою точністю, яка забезпечила би надійний зв'язок прийнятої на сьогодні системи відліку з WGS-84. В Україні вже створюється така мережа виключно радіонавігаційною системою GPS. За станом на 2006 рік вона включає 16 фундаментальних пунктів, 800 пунктів астрономогеодезичної мережі та 10

перманентних GPS станцій. Сьогодні постає проблема її детального згущення на рівні областей, районів, населених пунктів і подальшої підтримки з огляду на вплив різноманітних періодичних і неперіодичних факторів, які зумовлюють часові зміни положень пунктів мережі. Така підтримка буде вимагати детального геодезичного вивчення території держави з комплексної геодинамічної точки зору і, як наслідок, не лише періодичного повторного визначення координат пунктів мережі, але й побудови відповідних математичних моделей, які б описували зміни координат з часом. До того ж, важливим є спільне опрацювання наземних та космічних вимірювань. Отже, для ефективного впровадження й підтримки функціонування загальноземної системи WGS-84 в Україні постає питання організації детального геодезичного моніторингу території держави.

Глобальні зміни завдяки GPS відбулися і в стереотопографічних фотограмметричних методах. Застосування GPS при аерофотозніманні дало можливість відмовитись від планово-висотної прив'язки знімків, що суттєво змінює технологію створення топографічних карт і геоінформаційних систем та забезпечує значний економічний ефект. Сучасний екологічний моніторинг та гідролого-геологічні роботи вимагають застосування одночасних GPS та батиметричних вимірювань при дослідженнях акваторій морів та водоймищ. Розв'язання цих проблем вимагає залучення фахівців з космічної геодезії.

З прийняттям Кабінетом Міністрів України Постанов: № 2359 від 22 грудня 1999р. “Про впровадження на території України Світової геодезичної системи координат WGS-84”; №37 від 16 січня 2003 р. “Про затвердження Державної науково-технічної програми розвитку топографо-геодезичної діяльності та національного картографування на 2003-2010 роки”; №486 від 7 квітня 2003 р. «Про утворення державної мережі моніторингу глобальних супутниковых навігаційних систем», №1259 від 22 вересня 2004 р. “Про деякі питання застосування геодезичної системи координат” виникають глобальні задачі використання космічних геодезичних технологій, направлені на реалізацію національної системи відліку, підтримку функціонування та розвитку державної геодезичної мережі, забезпечення навігаційного моніторингу транспортних засобів на міжнародних автомагістралях та залізничних лініях, побудову техногенних геодинамічних полігонів на прилеглих територіях атомних електростанцій і важливих промислових об'єктів та в зонах прояву катастрофічних природних явищ тощо. Це є необхідним для створення сучасної інфраструктури геопросторових даних для інтеграції України у міжнародні та європейські структури.

Європейська спільнота з метою безпеки авіаційних перевезень вимагає прив'язки всіх міжнародних аеропортів України до системи WGS-84 і підтримки повітряної навігації в цій системі. Такі роботи започатковані в районі аеропорту “Бориспіль-2” (м. Київ). Повноцінна інтеграція України в економічний простір Європи можлива також при створенні мережі автомагістралей міжнародного класу. Однією з вимог до них є забезпечення навігаційного моніторингу транспортних засобів в системі WGS-84. В Європі всі міжнародні автомагістралі забезпечені суцільною мережею DGPS станцій,

які дозволяють в режимі реального часу визначати місцеположення всіх учасників дорожнього руху та відслідковувати всі рухомі об'єкти і проводити оптимізацію транспортних потоків. Це в не меншій мірі стосується залізничного транспорту. Такі роботи в Україні повільно розпочинаються тільки в окремих містах: Київ, Дніпропетровськ, Львів.

Крім цього екологічна ситуація в Україні вимагає створення техногенних геодинамічних полігонів на територіях, що прилягають до атомних електростанцій і важливих промислових об'єктів, та в зонах прояву катастрофічних природних явищ (повені, зсуви земної поверхні). Такі полігони вже створено на Чорнобильській та Рівненській АЕС, ведуться роботи на території Закарпаття та Чернівецької області. На черзі Запорізька, Хмельницька та Південно-Українська АЕС, Донецький та Волинський вугільні басейни. В найближчому майбутньому слід при плануванні GPS спостережень в сейсмонебезпечних регіонах України запланувати такі спостереження в районі Добруджі (південні Одеської області), де за чисельними геофізичними та сейсмологічними даними активно відображаються процеси, пов'язані з сейсмофокальною зоною руйнівних землетрусів Вранча (Румунія), які спричиняють значні руйнування на території Українського Придунав'я, а також передбачити такі спостереження на території Передкарпаття – в зоні розсіяної сейсмічності, де сейсмічний ризик від природних геодинамічних процесів значно посилюється взаємодією з техногенними геодинамічними процесами.

Для ефективного розв'язку поставлених задач в економічно розвинутих країнах впроваджують повністю автоматизовані системи GPS моніторингу дослідження територій. Ці системи об'єднують в єдину регіональну мережу перманентних GPS станцій, які дозволяють у режимі реального часу забезпечувати усіх потенційних користувачів необхідною за точністю координатною прив'язкою. Крім цього ці системи стають невід'ємною частиною не тільки геодезичного, навігаційного, але і сейсмічного, метеорологічного та екологічного моніторингу територій. В Україні ця система вже реально впроваджується на території Закарпаття Державним комітетом земельних ресурсів. В перспективі такі системи будуть впроваджені на потужних гідроелектростанціях (Канівська, Дніпродзержинська, Кременчуцька, Дністровська ГЕС-1 та інш.) Світовий банк вже фінансує підготовку цих робіт в рамках проекту безпеки експлуатації ГЕС.

Однією із причин відставання України від загальноєвропейського поступу у створенні сучасної геоінформаційної інфраструктури є відсутність відповідних спеціалістів, що змушує фахівців з інших галузей освоювати методи космічної геодезії. Фахівці такого профілю вкрай необхідні для вирішення вищевказаних проблем і задач. Гострота цих питань підсилюється, зокрема, введенням у найближчому часі європейської супутникової системи ГАЛІЛЕО. Слід зазначити, що 10 січня 2007 року Верховна Рада прийняла постанову про приєднання України до проекту ГАЛІЛЕО. Європейська спільнота виділяє мільярди євро не тільки на розвиток цієї системи, але і на підготовку відповідних фахівців. При сьогоднішньому стані Україна, в найближчому майбутньому, змушена буде закуповувати за кордоном не тільки

відповідне супутникове обладнання, але і запрошувати зарубіжних спеціалістів. Запобігти цьому може тільки негайна підготовка таких фахівців в Україні.

У Львівській політехніці, починаючи з 1945 року, на кафедрі вищої геодезії та астрономії здійснювалася підготовка інженерів за спеціальністю “Астрономогеодезія”. Вони займалися вирішенням подібних задач наземними методами астрономії і вищої геодезії. З впровадженням супутниковых навігаційних систем GPS в геодезії у 1994 році на цій же кафедрі була відкрита спеціальність “Космічна геодезія”. Проте, вже у 1997 році за новим переліком спеціальностей Міносвіти України спеціальності “Астрономогеодезія” і “Космічна геодезія” були ліквідовані і переведені в ранг спеціалізацій новоутвореної спеціальності ”Геодезія”, яка за своєю суттю, в цілому, відповідає існуючій до 1997 року спеціальності “Інженерна геодезія”. Зауважимо, якщо спеціалісти “Інженерної геодезії” використовуються організаціями і установами для розв’язування прикладних задач народного господарства, то фахівці з космічних геодезичних технологій – для впровадження супутниковых технологій в галузях геодезії, навігації, землеустрою, екології, безпеки об’єктів ПЕК та інші.

Практично в усіх європейських країнах функціонують крім спеціальності “Інженерна геодезія”, ще й такі як: “Супутникова геодезія”, “Супутникова геодезія і навігація”, “Космічна геодезія”, “Супутникова геодезія та глобальні навігаційні системи” тощо.

Виходячи із зазначеного вважаємо за необхідне відкрити найближчим часом підготовку бакалаврів, спеціалістів та магістрів за спеціальністю “Космічна геодезія” за базовим напрямком “Геодезія, картографія та землеустрій”.

РАЗРАБОТКА ПРОЧНОСТНЫХ МОДЕЛЕЙ КОНСТРУКЦИЙ
НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ
ДЕТАЛИЗАЦИИ

В.В. Борисов, В.П. Зинченко

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт",
г. Киев, Украина.

THE DEVELOPMENT OF STRENGTH MODELS OF STRUCTURES BY
SEQUENTIAL REFINING METHOD

V. Borisov, V. Zinchenko

National technical university of Ukraine "Kiev politehnic institute", Ukraine, Kiev.

Введение. Технология моделирования конструкций и процессов в современных расчетных комплексах (NASTRAN, ANSYS и т.п.) основана на методе конечных элементов. Большинство из них включают в себя развитые средства формирования структур конечно-элементных моделей (КЭ–моделей), задания параметров конечных элементов и условий нагружения, а также ввода других необходимых параметров ([1]).

Для прочностного расчета авиационных конструкций часто используются КЭ–модели, в которых силовая структура исследуемого объекта моделируется условно. В отличие от пространственных моделей (3D–моделей), такие модели содержат только данные, необходимые для описания прочностных характеристик элементов конструкции. Пространственная конфигурация (форма) отдельных деталей при этом не моделируется. Используемый набор конечных элементов ограничивается двухузловыми (стержневыми) и плоскими элементами, описываемыми сокращенным числом параметров. Связи между конечными элементами задаются путем использования общих номеров узлов.

Важным преимуществом таких моделей является возможность эффективной оптимизации прочностных параметров элементов конструкций сложных технических объектов (ТО), поскольку корректировка жесткостных параметров двухузловых и плоских конечных элементов не связана с изменением геометрических параметров модели. Кроме того появляется возможность проведения оптимизационных МКЭ–расчетов на предварительных этапах проектирования, как только определяются общие геометрические параметры и принципиальная силовая схема конструкции. В дальнейшем будем называть такие КЭ–модели оптимизационными (рис. 1).

Формирование оптимизационных моделей в современных расчетных комплексах осуществляется в интерактивном режиме, основанном на ручном выборе типов конечных элементов и полуавтоматической привязке их к

поверхностной модели исследуемого агрегата. Помимо функций ручного ввода, в интерактивном режиме обеспечивается полуавтоматическое формирование "регулярных зон", состоящих из повторяющихся структурных групп элементов. Перечень функций интерактивных редакторов КЭ-моделей может быть существенно расширен путем программирования, для чего используются специальные командные языки, встраиваемые в расчетные комплексы. С помощью командных языков можно не только расширять систему меню, но и задавать исходные данные, в т.ч. структуру и параметры расчетных моделей. Программы, написанные на командных языках, помещаются в специальные файлы и, как правило, не входят в структуру баз данных моделей. Такая технология, хотя и обеспечивает моделирование достаточно крупных агрегатов каркаса самолета, не позволяет форсировать крупные сборки с достаточной степенью оперативности.

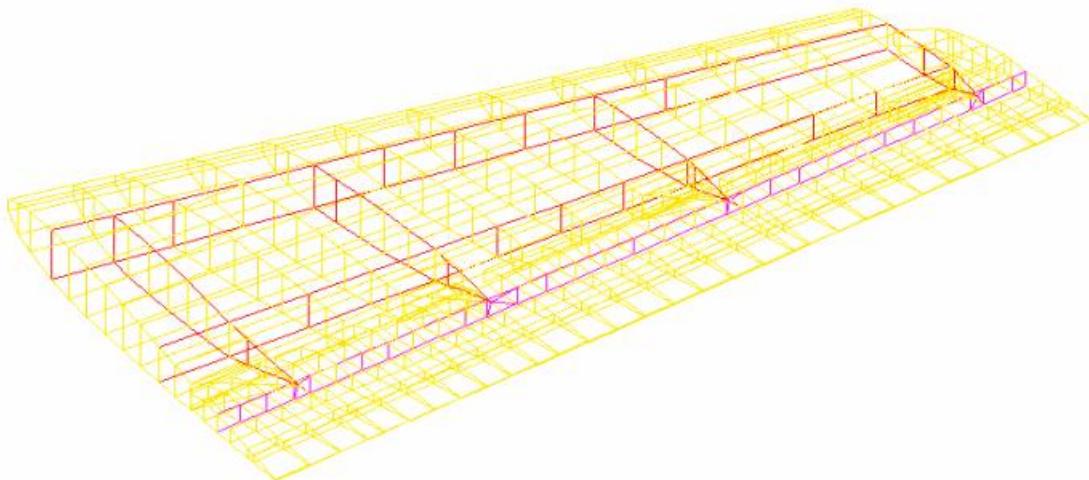


Рисунок 1. Структура оптимизационной КЭ–модели

Предлагаемая в данной статье методика формирования оптимизационных КЭ–моделей конструкций сложных ТО, обеспечивает существенное повышение эффективности современных расчетных комплексов, в частности, NASTRAN, путем резкого сокращения сроков и повышения надежности моделирования.

Метод последовательной детализации. Одной из основ процесса проектирования является метод последовательной детализации, который, в свою очередь, базируется на двух принципах: "От общего к частному" и "От частного к общему". Согласно первому принципу проектирование технического изделия начинается с описания наиболее общих его свойств (назначение, общая конфигурация и т.п.). Далее, по мере уточнения структуры проектируемого объекта, последовательно описываются свойства всех его составляющих, вплоть до деталей. Таким образом, по мере проработки проекта, возрастает степень его детализации. При этом каждому уровню детализации

соответствует свой уровень абстракции, выражющийся в дифференциации функций проектирования. То есть на уровне объекта в целом решаются одни задачи, а на уровне его составляющих – другие.

Принцип "От частного к общему" означает интеграцию всех изменений в структуре проекта и свойствах его элементов, в результате чего состояние моделей сборок всегда отслеживает состояние моделей входящих в них деталей. Реализация этого принципа возможна только в рамках иерархической структуры данных, обеспечивающей обмен данными между моделями сборок и их элементов с возможностью взаимного контроля. В современных системах автоматизированного проектирования иерархия элементов проекта и обмен данными поддерживаются PDM–системами (Project Data Management).

Использование PDM–систем позволяет формировать КЭ–модели крупных агрегатов планера самолета по тому же принципу, по которому формируется структура проекта. Причем, как и в обычном проектировании, здесь полностью применима технология последовательной детализации, в соответствии с которой объект расчета последовательно разбивается на составляющие, для которых, собственно, и разрабатываются модели. По мере формирования моделей составляющих элементов, автоматически формируется структура общей модели.

Разбиение общей модели на подсборки, дает возможность не только автоматизировать процесс формирования сборной модели на основе моделей подсборок, но и автоматически формировать сами модели подсборок. Это связано с тем, что для относительно небольших подконструкций становится возможным описание конечного количества классов алгоритмов формирования их прочностных КЭ–моделей. Разумеется, речь не идет об универсальных алгоритмах, но, при правильной классификации однотипных деталей и небольших конструкций, появляется возможность описания технологии формирования каждого конкретного класса. В процессе проектирования требуется только правильно выбрать класс элемента конструкции и знать особенности использования заложенного в нем алгоритма.

Программная реализация метода последовательной детализации. Наиболее полно принцип последовательной детализации реализуется в рамках объектной системы управления базой данных. В самом деле, структура объектной базы данных (БД) представляет собой систему вложенных объектов. Каждый объект представляет собой множество, содержащее массивы данных, а также функции доступа, обработки и анализа данных. Присутствие в объектах встроенных функций обработки и анализа данных позволяет легко реализовать основные принципы последовательной детализации. Для этого достаточно в каждом классе предусмотреть функции, содержащие алгоритмы, соответствующие уровню соответствующих объектов в иерархии проекта.

Согласование адресов массивов данных и программных кодов процедур производится один раз, при формировании объекта, что избавляет от необходимости поиска данных для обработки и анализа. Соответственно отпадает необходимость вводить в состав программных модулей функции

чтения/записи данных. Весь процесс обращения к данным сводится к активизации соответствующих объектов.

Практика показала, что количество параметров, передаваемых от одного объекта БД прочностного расчета другому, намного превышает количество параметров, передаваемых в рамках БД 3D-моделей. Объектная СУБД позволяет легко решить эту проблему, путем использования функции пересечения объектов, благодаря которой два и более объектов могут иметь общие массивы данных, что существенно облегчает обмен данными между ними и синхронизацию их состояния.

Технология последовательной детализации КЭ-моделей. Выше упоминалось, что процесс формирования структуры КЭ-модели крупной сборки или всего силового каркаса изделия в основном подчиняется тем же законам, что и процесс формирования структуры проекта в целом.

Отличие заключается в том, что структура КЭ-модели состоит из объектов, моделирующих только те свойства элементов силового набора проектируемого изделия, которые необходимы для прочностного расчета. Тем не менее в структуре полноценной КЭ-модели должны быть представлены все элементы силового набора, участвующие в восприятии нагрузок. Таким образом любая КЭ-модель крупного силового агрегата неизбежно содержит большое количество взаимосвязанных элементов, вследствие чего при ее формировании и сопровождении возникают такие проблемы, как необходимость автоматического отслеживания корректности структуры модели и повышения ее управляемости путем разделения на подсборки, каждая из которых находится в ведении отдельного специалиста. Необходимость решения указанных проблем была одной из причин появления PDM-систем, без которых невозможен процесс автоматизированного проектирования самолетов.

Для объединения нескольких КЭ-моделей в единую силовую схему требуется так согласовать их структуры, чтобы в топологии объединяемых моделей присутствовали узлы не только с одинаковыми координатами, но и с одинаковыми номерами ([1, 2]).

Исследовано два метода решения этой проблемы.

Первый метод, называемый методом непосредственного соединения, используется для соединения КЭ-моделей подсборок путем непосредственнойстыковки, без к-либо промежуточных элементов (рис. 2).

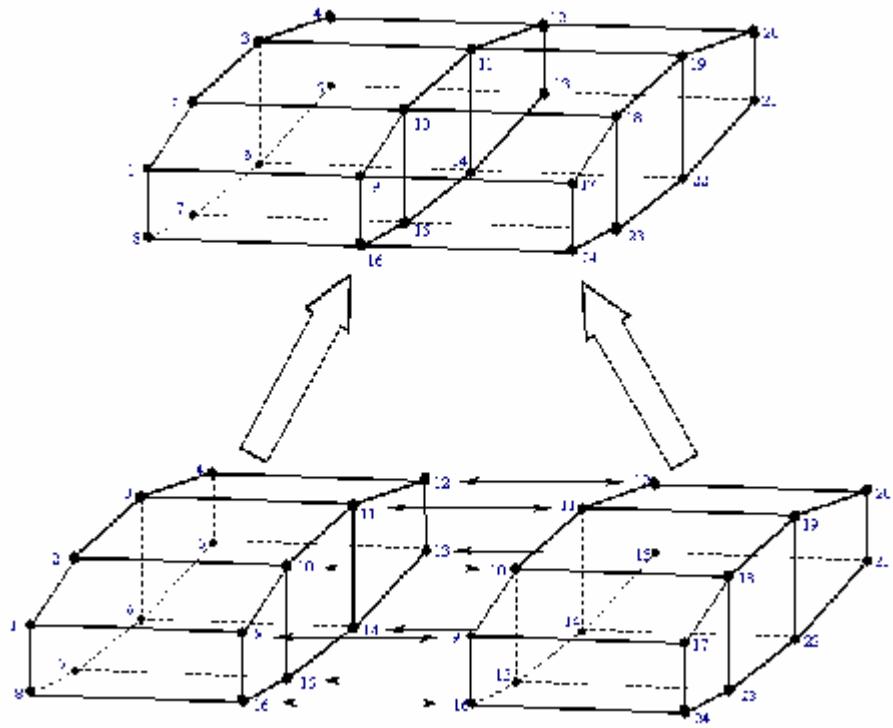


Рисунок 2. Схема непосредственнойстыковки КЭ–моделей

Модели подсборок формируются в субобъектах соответствующих классов. Согласование номеров узлов производится при первичной активизации субобъектов, каждый из которых получает контрольный номер, с которого следует начинать нумерацию узлов соответствующей КЭ–модели. Контрольный номер вычисляется путем добавления единицы к номеру последнего узла КЭ–модели предыдущего субобъекта.

Второй метод соединения используется при соединении готовых КЭ–моделей (например, центроплана и консольной части кессона), сформированных независимо, без взаимного согласования номеров узлов. Соединение таких КЭ–моделей осуществляется путем последовательного чтения параметров узлов и элементов соединяемых КЭ–моделей с последующим преобразованием считанных данных. Суть преобразования сводится к корректировке номеров узлов, записанных в топологии конечных элементов, с учетом количества узлов моделей, сгенерированных первыми, что обусловлено независимостью структур составляющих моделей. Для чтения параметров узлов и элементов используется функция пересечения объектов, поддерживаемая объектной СУБД.

Для объединения нескольких КЭ–моделей в единую силовую схему требуется так согласовать их структуры, чтобы в топологии объединяемых моделей присутствовали узлы не только с одинаковыми координатами, но и с одинаковыми номерами. Сложность соединения независимо сгенерированных моделей состоит в том, что указанные модели имеют не только несогласованные номера узлов, но также их количество. Иными словами, количество объединяемых узлов одной модели может не соответствовать

количеству отвечающих узлов другой модели. В результате проведенных исследований разработана технология соединения таких моделей, путем использования специально сгенерированных КЭ-моделей, учитывающих топологию обеих моделей (рис. 3). На уровне кессона крыла это не приводит к нарушению структуры общей КЭ-модели, поскольку для соединения агрегатов, входящих в состав реального кессона крыла используются специальныестыковочные элементы (нервюры, кронштейны и т.п.). Конструкциястыковочных элементов относительно проста, поэтому формирование соответствующих КЭ-моделей вполне можно проводить после формирования КЭ-моделей соединяемых подсборок без риска серьезно увеличить общее время формирования КЭ-модели кессона.

При формировании КЭ-моделейстыковочных зон не ставится задача анализа их НДС. Поэтому структура указанных КЭ-моделей отражает не столько силовую схемустыковочных зон, сколько ожидаемый характер передачи нагрузок. Основное требование, предъявляемое кстыковочным моделям, сводится к обеспечению корректного распределения напряжений в прилегающих участках силовых панелей.

Использование технологии последовательной детализации существенно снижает сроки формирования КЭ-моделей крупных агрегатов и подсборок. Кроме того описанная технология существенно снижает риск внесения ошибок в структуру КЭ-моделей, что объясняется следующими факторами:

- отсутствием ручного ввода координат узлов;
- полуавтоматическим формированием топологии модели;
- возможностью распараллеливания процесса задания жесткостей конечных элементов и характеристик материалов;
- возможностью контроля структуры больших КЭ-моделей на уровне малых подсборок (панели обшивки, лонжероны, нервюры);
- лучшим соответствием структуры КЭ-моделей реальной силовой конструкции соответствующих агрегатов.

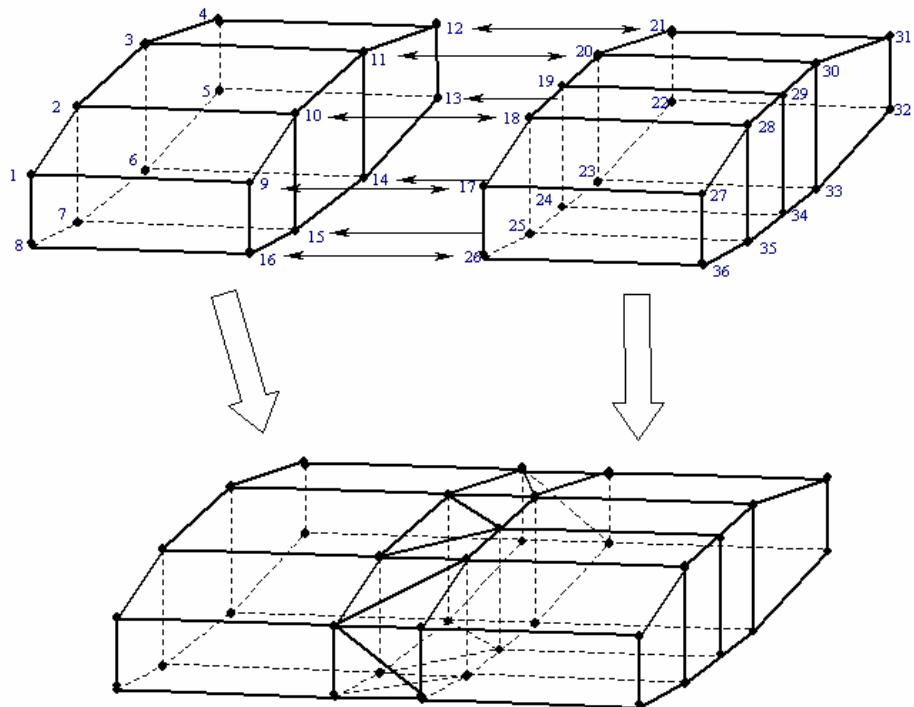


Рисунок 3. Схемастыковки независимых КЭ–моделей

Библиографический список

- [1] Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows. –М: ДМК Пресс, 2001. –448 с.
- [2] Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. –М: Мир, 1979. –392 с.
- [3] ANSYS DesignSpace/ Internet
<http://www.ansys.com/products/designspace.asp>.

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОГО ПОТОКА В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ.

В.К. Артамонов, П.В. Артамонов, В.В. Власик, А.В. Клюев

С.Б. Юрчак, Н.Х. Асанов, Е.И. Говоров

АНТК им. О. К. Антонова, Украина

В данной статье описываются структура, некоторые конструктивные особенности и основные методы обработки информации, использованные для построения информационно-измерительной системы регистрации распределенных параметров газового потока в процессе летных испытаний

Для определения высотно-скоростных характеристик двигателя по результатам стендовых и летных испытаний самолета на АНТК им. О.К.Антонова была разработана информационно-измерительная система (ИИС) регистрации распределенных параметров воздушного потока.

Объектом испытаний являлась маршевая двигательная установка (МДУ) самолета. В газовоздушном тракте двигателя была установлена система приемников полного и статического воздушного давления, а также приемники температуры заторможенного потока. Общее количество измерительных точек превышало 150. Целью испытаний было получение исходных данных для определения тяговых характеристик двигателя. Испытания проводились при отсутствии осадков и условий обледенения на высотах от 0 до 11600 м. Конструктивно первичные преобразователи давления (ППД) были размещены под обтекателями воздухозаборника и в пилоне двигателя самолета. Такое размещение ППД позволяло обеспечить минимально возможную длину пневмотрасс, но наложило дополнительные ограничения на конструкцию преобразователей (диапазон рабочих температур составляет от +20°C до -60°C). Кроме того, оборудование должно иметь минимально возможные габариты для размещения его в свободном пространстве пилона или под обтекателем воздухозаборника.



Рисунок 1. Блок первичных преобразователей давления

В качестве ППД были использованы блоки датчиков давления «точка на точку» разработанные специалистами АНТК им. О.К.Антонова. Каждый блок содержит 16 пьезоэлектрических дифференциальных преобразователей давления в напряжение со встроенными на кристалле усилителями напряжения, стабилизатор напряжения, и электронный коммутатор (рис. 1).

Блоки датчиков имеют линейную характеристику и могут работать в диапазоне температур от 0 до 80 °C, однако при этом обеспечивается класс точности 5. При наличии терmostатирования и индивидуальной градуировки каждого датчика был достигнут класс точности 0.15. В процессе испытаний блоки объединялись



Рисунок 2. Общий вид термоконтейнера

в группы и размещались в термоконтейнерах. Каждый контейнер был выполнен из термоизолирующего материала, укрепленного на металлическом каркасе. Внутрь контейнера устанавливались блоки ППД, коммутирующая плата и система стабилизации температуры внутри контейнера (рис. 2).

В состав системы стабилизации температуры в контейнере входили обогреватели, вентиляторы, установленные в районе перфорации кожуха контейнера, датчики температуры и собственно плата коммутации и терморегулятора. Во время градуировки датчиков давления и в процессе стендовых и летных испытаний температура внутри термоконтейнеров поддерживалась с точностью $\pm 2^{\circ}\text{C}$, в то время, как за бортом температура изменялась от +30 до -60 $^{\circ}\text{C}$.

Электрические сигналы с контейнеров передаются по кабелю на устройство сопряжения с компьютером (УС). УС содержит прецизионный аналого-цифровой преобразователь (АЦП) с коммутацией на 32 входа, усилитель с коэффициентом усиления, задаваемым программно, 16 цифровых выходов (ТТЛ логика), два микроконтроллера, USB интерфейс, гальваническую развязку аналоговой и цифровой частей. Электрические соединения выполняются следующим образом: 4 цифровых выхода УС объединяются в адресную шину, к которой параллельно подключаются адресные входы всех коммутаторов ППД, аналоговые выходы коммутаторов ППД объединяются в шину и подключаются к входам АЦП, каждый ППД кциальному входу, датчики температуры в контейнере также подсоединяются кциальному каналу АЦП. Все кабеля выполняются из экранированных проводов с заземленным экраном. Заземление выполняется возле АЦП. УС через USB интерфейс подсоединяется к портативному компьютеру, который осуществляет управление процессом сбора информации (рис. 3).

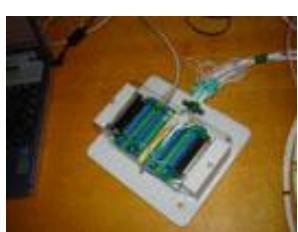


Рисунок 3. Устройство сопряжения с компьютером

На компьютере устанавливается программное обеспечение 3-х видов:

- программа регистрации первичной измерительной информации;
- программа проведения метрологической аттестации системы;
- программа первичной обработки информации (формирование картины распределения давлений по сечениям).

Программа регистрации первичной измерительной информации работает в двух режимах: режим настройки оборудования и режим сбора информации.

В режиме настройки программа позволяет:

- задать частоту дискретизации АЦП (до 400 кГц);
- кратность отсчетов;

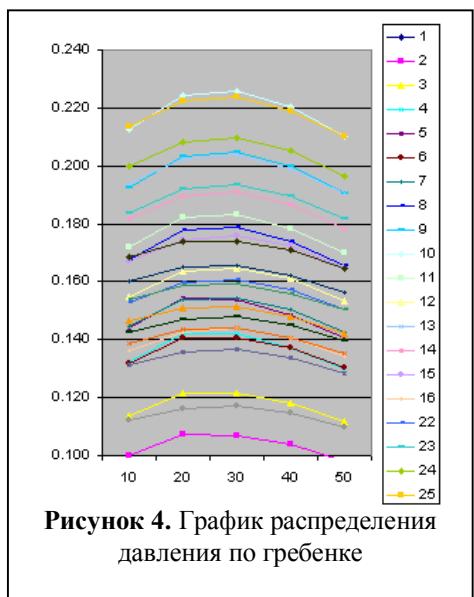
- номера опрашиваемых каналов (каждому каналу соответствует отдельный блок ППД);
- список адресов, выдаваемых на адресную шину (сочетание адреса и номера канала однозначно определяет измерительную точку в системе);
- тип логики адресной шины (прямая или инверсная);
- аппаратную сигнализацию готовности (номер цифрового канала и тип логики);
- период опроса датчиков;
- имя файла регистрации результатов измерений.

В режиме регистрации первичной измерительной информации программа с периодом заданным во время настройки осуществляет опрос ППД и отображает полученные данные на экране. Алгоритм опроса следующий: на адресную шину устанавливается первый адрес из списка, выдерживается пауза 1 мс, ожидается готовность АЦП, запускается на преобразование АЦП, АЦП производит заданное количество преобразований и осредненное значение измерений преобразуются в значение напряжения и регистрируется. Далее выбирается следующий адрес из списка, для выбранного адреса повторяется алгоритм опроса. Запись данных осуществляется по команде оператора (нажатие кнопки «Отсчет»). При этом программа снимает сигнал готовности, продолжает выполнять циклический опрос ППД, результат каждого замера, текущее время и номер отсчета сохраняются в текстовом файле на жестком диске, запись завершается по достижении заданного числа замеров или по команде оператора. Программа также позволяет автоматически производить отсчет через определенные промежутки времени.

Перед проведением испытаний необходимо провести метрологическую аттестацию информационно-измерительной системы. Аттестация проводилась следующим образом. Каждый датчик и пневмотрасса проверялись отдельно на проток и герметичность. Датчики объединялись в группы по диапазону измерения. Для каждой группы датчиков выполнялось несколько циклов нагружения от эталонного источника давления с регистрацией показаний ППД. Результаты обрабатывались по методу линейной регрессии. Результаты представляются в виде таблицы (таблица 1).

Таблица 1. Результаты испытаний

Блок	Датчик	Характеристика	Приведенная погрешность, %
1	1	$(0.1128 \pm 3.5721e-005) * U_{вых} + (-0.0819 \pm 1.3093e-004)$	0.08
1	2	$(0.1128 \pm 3.7630e-005) * U_{вых} + (-0.0817 \pm 1.3631e-004)$	0.08
1	3	$(0.1126 \pm 3.3847e-005) * U_{вых} + (-0.0797 \pm 1.2897e-004)$	0.06
1	4	$(0.1129 \pm 4.8571e-005) * U_{вых} + (-0.0810 \pm 1.7665e-004)$	0.1
1	5	$(0.1128 \pm 3.9665e-005) * U_{вых} + (-0.0843 \pm 1.4518e-004)$	0.08
1	6	$(0.1127 \pm 4.1809e-005) * U_{вых} + (-0.0815 \pm 1.5109e-004)$	0.08
1	7	$(0.1124 \pm 3.9049e-005) * U_{вых} + (-0.0793 \pm 1.4199e-004)$	0.08
1	8	$(0.1127 \pm 3.2416e-005) * U_{вых} + (-0.0807 \pm 1.1818e-004)$	0.06



Программа первичной обработки данных выполнена в виде надстройки и шаблона MS Excel. Шаблон содержит коэффициенты датчиков и, так называемую, кросс-таблицу. Кросс-таблица ставит в соответствие каждому ППД в соответствие сечение, номер гребенки, номер точки на гребенке. Программа первичной обработки вычисляет средние значения напряжений на каждом ППД по каждому отсчету, определяет дисперсию напряжения, определяет значения, содержащие грубые погрешности, и исключает их из рассмотрения.

После осреднения по значению напряжения рассчитываются давления. Потом давления группируются по сечениям и гребенкам и сортируются по номеру точки в гребенке. По результатам строятся графики распределения давления (рисунок 4).

Описанная ИИС впервые была использована во время летных испытаний в мае 2005 года и успешно используется до настоящего времени. По сравнению с другими ИИС данная система значительно сокращает время, затрачиваемое на подготовку к эксперименту, на сбор и обработку первичной измерительной информации.

Библиографический список

1. Дубов Б. С. Основы обеспечения качества в аэродинамических трубах. Москва, ЦАГИ, 2003 г
2. Богданов В.В. Основные виды измерений при исследовании аэrodинамики и прочности летательных аппаратов. Москва, ЦАГИ, 2003 г.
3. Круглински Дж. Программирование на Visual C++. Петербург, Microsoft Press, 1999 г.

Секція 1. Загальні питання розвитку космонавтики.

Роль академіка С.П. Корольова в розвитку космічних досліджень

УДК 621.455 (024)

ВКЛАД АКАДЕМІКА С.П.КОРОЛЬОВА У СТАНОВЛЕННЯ ТА РОЗВИТОК КОСМІЧНОЇ ГАЛУЗІ

Кузякін Ю.П.

Національний технічний університет України
"Київський політехнічний інститут"
м. Київ, Україна

THE CONTRIBUTION OF ACADAMICIAN S.KOROLYOV IN THE DEVELOPMENT OF SPACE RESEARCH.

Yuri P. Kuzyakin

National technical university of Ukraine
"Kiev politechnic institute", Ukraine, Kiev.

Вступ. Мрії про польоти в космічному просторі володіли людством з давніх часів. Ще К.Э. Ціолковський розробляв теорію реактивного руху і схеми міжпланетних літальних апаратів. Останні десятиліття характеризуються бурхливим розвитком ракетно – космічної техніки.

Неоцінений внесок у створення теорії реактивного руху і розробку конкретних конструкцій літальних апаратів внесли цілий ряд вітчизняних і закордонних вчених і конструкторів , серед яких одне з ведучих місць займає Сергій Павлович Корольов , вихованець Київського політехнічного інституту. Тут були закладені основні теоретичні і практичні знання, що надалі показали могутню силу його наукового інтелекту і поставили його на рівень ученого зі світовим ім'ям.

До видатних досягнень його теоретичної і практичної думки можна віднести [1]:

- розробки конструкцій літальних апаратів;
- запуски ракет на гібридних паливах;
- проектування декількох типів крилатих ракет;
- рішення проблем оснащення бойових літаків рідинними ракетними прискорювачами;
- розробки бойових і космічних ракет;
- розробки в галузі практичної космонавтики.

Постановка проблеми. Дослідимо роль та вклад С.П.Корольова в розв'язання вказаних проблем як послідовну сукупність нових науково-технічних та складних організаційних підходів.

Покажемо :

- доцільність космічних досліджень;
- послідовне відображення етапів створення ракетно-космічної техніки і результатів космічних досліджень;
- постановку проблемних питань у розглянутій галузі науки і техніки й основні результати їх розв'язання;
- перспективи розвитку космічних досліджень;
- внесок С.П.Корольова в розв'язання зазначених питань і його значення як вченого в області космічних досліджень.

Деякі теоретичні посилення. Згідно теоретичних розробок характеристична або ідеальна швидкість літального апарату в залежності від швидкості витікання газів з реактивного сопла W , стартової маси m_0 і кінцевої маси ракети $m_{\text{до}}$ може бути виражена співвідношенням [2] :

$$\Delta V = W \lg m_0 / m_{\text{до}} \quad (1)$$

Це швидкість , що розвив би космічний літальний апарат під дією реактивної сили, рухаючи з нульовою початковою швидкістю в абсолютної порожнечі і при відсутності сил притягання.

Відношення [2]

$$m_0 / m_{\text{до}} = Z \quad (2)$$

називають числом Ціолковського. У сучасному проектуванні це число є головним масовим критерієм (масова віддача).

Надалі цій фундаментальній вираз (ΔV) під назвою «формула Ціолковського» було покладено в основу теорії реактивного руху в її сучасному представленні.

Але тільки з розвитком авіаційної техніки, скоренням повітряного океану, створенням серйозних теоретичних передумов по можливостях космічних польотів з'явилася реальність утілити мрію в життя.

Ракетні війська стратегічного призначення і деякі технічні проблеми. На базі досліджень і практичних розробок С.П.Корольова в 50 – х роках почалося будівництво ракетних військ стратегічного призначення. Перші такі ракети серії 8К-71 і 8К-74 пройшли іспиту на космодромі «Байконур». Ракети оснащувалися могутнім бойовим зарядом. Відпрацювання перших таких ракет із практичними пусками і ваговими макетами бойових зарядів здійснювалися убік Камчатського полігона на дальність 9 тисяч кілометрів. Уже тоді уражала точність попадання головної частини ракети з

радіотелеметричною системою керування , що досягала ± 200 м від точки прицілювання.

Великі дальності польоту таких ракет були досягнуті завдяки використанню пакетної схеми двоступінчастої ракети. Застосування двокомпонентного палива (рідкий кисень і гас) дозволили одержати високі питомі тяги рідинних ракетних двигунів . У цілому, стартова тяга чотирьохступеневого запуску двигунів складає понад 350 тонн при стартовій масі порядку 300 тонн. Такі тягові характеристики зажадали дозволу протиріччя між тягою і габаритними параметрами камер згоряння. Конструкторське бюро С.П.Корольова успішно вирішило цю проблему, застосувавши в кожнім блоці чотирьох камерні ЖРД.

Іншим цінним досягненням у цьому питанні з'явилося рішення проблеми роботи турбонасосних агрегатів , у яких для приводу турбін був використаний парогаз, одержуваний за рахунок розкладання висококонцентрованого перекису водню в спеціальному хімічному реакторі [2], [3].

Великою проблемою таких ракет була значна втрата кисню в процесі передстартової підготовки за рахунок випару криогенного окислювача. Для усунення цього недоліку було запропоновано і реалізоване використання як окислювач переохолодженого рідкого кисню.

Висока точність влучення боеголовок у ціль досягалася застосуванням комбінованої (телеметричних і автономної) систем керування.

З метою відпрацювання можливостей ракети по досягненню максимальної дальності було призведено три пуски балістичної ракети 8К74 в акваторію Тихого океану, що дозволило досягти максимальної дальності в 13 тис. км [4].

З закінченням у 60-х роках серії іспитів таких ракет практично завершилося будівництво ракетних військ стратегічного призначення, що з'явилося могутнім стримуючим фактором в умовах “холодної” війни.

Початок космічних досліджень. Невикористані до кінця енергетичні можливості ракети 8К74 дозволили на початковому етапі дослідження космічного простору застосувати них як космічні ракети – носії.

На основі балістичних ракет типу 8К74 конструкторське бюро під керівництвом С.П.Корольова розробило нову космічну ракету – носій , додавши до неї ще одну (третю) ступінь, що дозволило виводити на орбіти штучних супутників Землі важкі апарати. У цей період почалося широким фронтом освоєння космічного простору як апаратами, що працюють в автоматичному режимі , так і пілотованому [5].

З метою продовження ресурсу роботи таких космічних апаратів була розроблена система органів керування у виді газових двигунів на космічних апаратах для роботи систем орієнтації і стабілізації, а для збільшення енергозабезпечення стали застосовуватися в широкому обсязі панелі сонячних батарей, що розгортаються.

Талант С.П.Корольова –видатного вченого й організатора , дозволив протягом багатьох років направляти роботу НДІ і КБ на рішення великих комплексних задач. Наукові і технічні ідеї С.П. Корольова знайшли широке застосування в ракетній і космічній техніці. Під його керівництвом створені перший космічний комплекс, багато балістичних і геофізичних ракет, запущені перші у світі штучні супутники Землі, здійснені пілотовані польоти в космос, перший вихід у космічний простір, створені космічні апарати серії “Місяць”, “Венера”, “Марс”, “Космос ”, “Зонд”, “Близкавка” і розроблений новий тип космічного апарату “Союз” [1] , [5] , [6] .

Не обмежуючи свою діяльність створенням ракет – носіїв і космічних апаратів С.П.Корольов як головний конструктор здійснював загальне керівництво роботами по перших космічних програмах і став ініціатором розвитку ряду прикладних наукових напрямків , що забезпечує подальший прогрес у розвитку ракетної і космічної техніки.

Технічний прогрес ніколи не рухався по торованій дорозі. Завжди новітні досягнення науки й особливо такий щодо нової галузі як ракетно – космічна техніка супроводжувалися злетами і падіннями, успіхами і невдачами.

Освоєння космічного простору. Тепер конструкторське об'єднання ім. С.П.Корольова виконує комплекс найважливіших задач по розробці нових ракет – носіїв , космічних апаратів, рухових установок , що успішно проходять іспити на космодромах «Байконур і «Північний полігон» [1], [5], [6].

Ми є свідками того , як широко за останні десятиліття використовуються ракети – носії , що створені під керівництвом С.П.Корольова. Космічні апарати «Прогрес» і «Союз» доставляють на орбіти вантажі і людей, беруть активну участь у будівництві міжнародної космічної станції «Альфа».

Тисячі штучних супутників були запущені на орбіти навколо Землі. Космічні апарати досягли поверхні Місяця, Марса, Венери; найкраща апаратура посилається до Меркурія, Юпітеру і Сатурну для одержання нових зведенів про ці небесні тіла. Наукові виміри, проведені за допомогою цих апаратів, істотно розширили наші знання про Сонячну систему. Для вивчення можливостей роботи людини в космосі на орбіту навколо Землі були виведені пілотовані космічні кораблі. Початок епохи безпосереднього проникнення людини в космос – 12 квітня 1961 року – день першого у світі космічного польоту Ю.А.Гагаріна [6] .

Одним з показників розвитку космонавтики може служити кількість космічних об'єктів, виведених на космічні траєкторії. До початку 1984 року на орбіти супутників Землі виведено близько 300 об'єктів, а на міжпланетні орбіти понад 130 об'єктів. Наприклад, тільки в Радянському Союзі на геоцентричні орбіти виведено 1910 апаратів загальною масою 5780 тонн або 11600 тонн з урахуванням маси останніх ступіней ракет-носіїв, що вийшли на ті ж орбіти; 56 космічних апаратів масою 181 тонна (266 тонн з урахуванням останніх ступіней) здійснили польоти до Місяця, Венери і Марсу; зробили на них посадку, вийшли на орбіту супутників цих небесних тіл і Сонця.

Джерела енергії для космічних апаратів. Дослідження і проблеми. З розширенням задач, що виконуються космічними апаратами, зросло енергоспоживання їхніх систем. Існуючі системи сонячних батарей і акумуляторів перестали задовольняти зрослі витрати по електrozабезпеченю. Для рішення цієї проблеми були розроблені і впроваджені в космічну практику малогабаритні ядерні енергетичні установки для космічних апаратів. Наземний досвід експлуатації водоводяних реакторів на теплових нейтронах не міг бути використаний для енергозабезпечення космічних апаратів. Проблема була вирішена розробкою і впровадженням ядерних реакторів на швидких нейтронах з рідиннометалевим теплоносієм на основі натрій – калієвої евтектики [7]. Такі реактори мають малі (у межах 200 – 300 кг) масові характеристики. Ресурс їхньої роботи обмежується лише наявністю робочих тіл на системах орієнтації, стабілізації і корекції орбіт. Такі ядерні реактори будуються по схемах термоелектричних і термоемісійних перетворювачів і забезпечують електричну потужність до 5 – 7 кВт, при цьому сонячні панелі були виключені, а бортові акумулятори працювали у буферному режимі.

Застосування таких джерел енергії на населених космічних апаратах вимагає додаткових засобів радіаційного захисту. Розрахунки показують, що такий захист доцільно робити комбінованої з легких металів і матеріалів, що містять водень, і вимагає введення системи відвodu працюючого реактора на відстань не більш 10 метрів.

До початку 1984 року число об'єктів штучного походження, що знаходилися в космічному польоті склало 4743. До цього ж часу з орбіти зійшли 8251 об'єкт. У ці числа входять космічні апарати і фрагменти (останні ступіні ракет-носіїв, обтічники, переходники і деталі, що відокремлюються). До початку 1984 року на геоцентрічних орбітах знаходилися 621 радянський супутник з 1143 фрагментами [5].

Для надання ракетам-носіям космічних швидкостей розроблені могутні рідинні ракетні двигуни зі зменшеними габаритами. Їхнє створення стало можливим завдяки реалізації в камерах згоряння підвищених тисків за рахунок використання принципових схем, що практично виключає втрати на привід турбонасосних агрегатів. Розробка ракет-носіїв і рідинних ракетних двигунів сприяла розвиткові термо-, гидро- і газодинаміки, теорії тепlop передачі і міцності, металургії високоміцніх і жаростійких матеріалів, хімії палив, вимірювальної техніки, вакуумної і плазменої технології. Подальший розвиток одержали твердопаливні й інші типи ракетних двигунів.

Найбільш перспективному і реальними в цьому зв'язку є розробки ядерних ракетних двигунів, що багаторазово перевищують по потужності класичні рідинні ракетні двигуни [7].

Проблема їхнього практичного використання полягає в значній радіаційній небезпеці у наземних умовах. Тому такі системи необхідно застосовувати в космічному просторі для дослідження планет сонячної системи і виконання інших робіт на далеких орбітах.

Зростання можливостей космічних досліджень. За два з половиною десятиріччя істотно зросли можливості систем керування ракет-носіїв і

космічних апаратів. Виведення штучних супутників на орбіту навколо Землі в 1957-58 р. припускалося помилки в кілька десятків кілометрів. До середини 60-х рр. точність систем керування була вже настільки висока, що дозволила радянському космічному апаратові, запущеному на Місяць, здійснити посадку на її поверхні з відхиленням від наміченої точки усього на 5 км. Істотно збільшилися можливості космічного зв'язку. Первісне рішення багатьох задач лімітувалося малою швидкістю передачі наукових даних, а в 1965 році уже виявилося можливим передати на Землю фотографії планети Марс за допомогою звичайних телевізійних ліній зв'язку на відстань, що перевищує 200 млн.км. У 1980 році зображення Сатурна передавалося на Землю з відстані близько 1,5 млрд.км.

В галузі пілотованих польотів відбулися якісні зміни [6]. Здатність працювати поза космічним кораблем уперше була доведена радянськими космонавтами в 1965 році, а в 1984 році вони продемонстрували здатність людини жити і працювати в умовах невагомості в плині 237 доби. Під час польотів було проведено велике число технічних, медико-біологічних, геофізичних і астрономічних експериментів.

У 1967 році було проведено автоматичне стикування двох безпілотних штучних супутників Землі «Космос-186» і «Космос-188». Рішення проблеми стикування в порівняно короткий термін дозволило, зокрема, створити першу орбітальну станцію і вибрati більш раціональну схему польоту космічних кораблів до Місяця.

Рішення різноманітних задач дослідження космосу – від запусків штучних супутників Землі до запусків міжпланетних космічних апаратів – дало багато нової наукової інформації і значно сприяло технічному прогресові [5]. Супутники Землі дозволили детально вивчити навколоземний простір. За допомогою перших штучних супутників були виявлені радіаційні пояси. У ході їхнього дослідження була більш глибоко вивчена взаємодія Землі з зарядженими частками, що випускаються Сонцем. Міжпланетні космічні апарати допомогли нам багато в чому зрозуміти природу сонячного вітру, сонячних бур.

Космічні апарати, запущені на Місяць, передали знімки її поверхні, зроблені з різних відстаней аж до зовсім невеликих, безпосередньо в поверхні Місяця. Космічний апарат на орбіті штучного супутника Місяця сфотографував майже всю поверхню Місяця, у тому числі її невидиму з Землі сторону зі здатністю, що дозволяє, значно переважаючої можливості фотографування з земної поверхні. Знімки, виконані з близької відстані космічними апаратами, що знаходяться на Місяці, дали можливість зробити перші кроки до розуміння природи її поверхні. Наши знання істотно розширилися після одержання панорами Місяця, доставки місячного ґрунту на Землю (людьми й автоматами) і багатомісячної роботи місяцеходів. Проблемами практичного застосування місяцеходів були енергозабезпечення і системи терmostатування в умовах наднизьких температур космічного простору [4].

Ця задача була вирішена оригінальною конструкторською розробкою спеціальної піднімальної кришки робочого відсіку місяцехода, на внутрішній

стороні якої розміщені панелі сонячних батарей. Проблема терmostатування вирішувалася застосуванням спеціального блоку обігріву, що працює на радіоізотопному джерелі на основі полонію – 210.

Тільки для дослідження Місяця в її сторону було запущено в цілому понад 60 космічних апаратів. У результаті запусків міжпланетних космічних апаратів до Меркурія, Венери, Марсу, Юпітеру, Сатурну добута інформація, яку можна було повчити лише шляхом виведення апаратури в околиці цих планет.

Створено і працюють у космосі автоматичні апарати, оснащені телескопами, рентгенівськими спектрометрами й іншою апаратурою для одержання нових даних по вивченю астрономічних об'єктів. Астрономи одержали можливість вивчати зірки і вилучені галактики за допомогою пристрій, виведених за межі насиченої перешкодами атмосфери [1], [5].

За минулі роки, головним чином у результаті вивчення космосу, наші знання природи поглиблися. Геологи вже не обмежуються одним об'єктом досліджень – Землею: планетологія стала важливою новою областю науки. Вивчення планет як і раніше буде вироблятися за допомогою як апаратів, призначених для виконання дистанційних наукових досліджень, так і апаратів, що повинні забезпечити доставку і м'яку посадку на планети наукової апаратури. Фахівці з фізики атмосфери можуть тепер спостерігати погоду на Венері і Марсі.

Крім напрямків, які вже визначилися, очевидно будуть розвиватися і нові напрямки використання космічної техніки, наприклад організація технологічних виробництв, неможливих у земних умовах і космічна металургія. Так, невагомість можна використовувати для одержання кристалів напівпровідникових з'єднань, що мають кулясту форму. Такі кристали знайдуть застосування в електронній промисловості для створення нового класу напівпровідниківих пристрій. В умовах невагомості вільно ширяючий рідкий метал і інші матеріали легко деформувати слабкими магнітними полями. Це відкриває шлях для одержання злитків кожної, наперед заданої форми без їхньої кристалізації в ізложницях, як це робиться на Землі. Особливість таких злитків – майже повна відсутність внутрішніх напруженів і висока чистота.

Висновки. Значною подією у світовій космонавтиці стали міжнародні пілотовані польоти по програмі «Інтеркосмос», виконані в 1978-82 р. СРСР здійснив взаємовигідне співробітництво у вивчені й освоєнні космосу з багатьма країнами як на двосторонній основі, так і в рамках міжнародних організацій. Основоположник практичної космонавтики С.П.Корольов разом з головними конструкторами – по ракетних двигунах, по системах керування, по командних пристріях, по радіосистемах, по стартових комплексах і іншими – керував створенням ракетно-космічних комплексів, що забезпечували перші і наступні космічні польоти автоматичних систем і апаратів.

Справа С.П.Корольова й інших вчених–творців ракетно-космічної техніки, таких як В.П.Глушко, М.К.Янгель, Г.Н.Бабакін, А.М.Ісаєв, С.А.Косберг, Н.А.Пилюгін і багатьох інших продовжується у світовому масштабі.

Бібліографічний список

- [1] Справочник по космонавтике, –М.: Военное издательство МО СССР, 1966.–326 с.
- [2] Волков Э.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А., Жидкостные ракетные двигатели, –М.: Военное издательство МО СССР, 1970 . –589 с.
- [3] Исследования ракетных двигателей на жидком топливе, –М.: Мир , 1964 .
- [4] Болтенко А.С.,Лапидус Б.Г., Рокот космодрома, –К.: Издательство «Мишанка», 2006 .–604с.
- [5] Гилберг Л.А., Еременко А.Г. ,Космонавтика СССР,–М.: Машиностроение, 1986 .–486 с.
- [6] Шаталов В.А.,Ребров С.Ф.,Васкевич Э.А., К звездам, –М.: Планета, 1986. –233 с.
- [7] Алешин В.С. , Саркисов А.А, Энергетические ядерные реакторы, –Л.:Судпромгиз, 1961 .–371 с.

МНОГОМЕРНАЯ ВСЕЛЕННАЯ

А.В. Переход

Главная астрономическая обсерватория
Национальной академии наук Украины,
г. Киев, Украина
ali@mao.kiev.ua
yosyk.tsyblyya@mail.ru

MULTIDIMENSIONAL UNIVERSE

A.V. Perekhod

Main Astronomical Observatory,
National Academy of Sciences of Ukraine,
Kiev, Ukraine

Среди многих выдающихся научно-технических достижений минувшего века космический старт человечества по праву занимает одно из ведущих мест. Мы впервые столкнулись с условиями, кардинально отличающимися от земных. Внеземные миры оказались совершенно отличными от привычных человеку. Исследователи, среди которых С.П. Королев по праву занимает одно из ведущих мест, вынуждены были решать множество новых проблем, о которых прежде никто не догадывался.

Достижения космонавтики повлекли также коренные изменения в представлениях о Вселенной и заставили человека взглянуть на окружающий его мир с космических позиций. Наша планета предстала уже не обособленным мирком, практически неподвластным влиянию небес. Наоборот, Земля оказалась частью Вселенной, неотъемлемой ее частицей, подверженной воздействиям всевозможной природы.

Оказалось, что влияние космоса на нашу жизнь значительно сильнее, чем это предполагалось ранее. Богатство вновь открытых миров заставило человечество по-иному, более пристально взглянуть и на окружающий нас мир, обратить внимание на процессы и явления, ранее казавшиеся третьестепенными.

В первую очередь это касается явлений, происходящих в нижних слоях атмосферы, т.е., образно говоря, непосредственно у нас над головой. Загадочная природа этих явлений не обязательно связана с посещением Земли представителями инопланетного разума. Наоборот, в этом докладе мне хотелось бы обратить внимание на явления, интересные с точки зрения физики и пока не объясненные. Среди множества сообщений для иллюстрации я приведу лишь несколько примеров, описанных в научной литературе и авторами, в научном авторитете которых не приходится сомневаться, а также

сведения, полученные в экспедициях, в которых лично принимал участие.

Я намеренно абстрагируюсь от анализа сообщений о наблюдениях летающих объектов с явно выраженной техногенной формой и тем более свидетельства о контактах с человекоподобными существами. Если это космические корабли – посланцы внеземного разума, то их изучение на данном этапе, скорее всего, не принесет никакого успеха вследствие нашей отсталости в науке, технике, социальной организации.

Задача данного доклада обратить внимание (уж в который раз !) на явления, происходящие как в атмосфере, так и на поверхности нашей планеты, т.е. в непосредственной близости к пространству жизнедеятельности человека и не получивши должного объяснения. Вследствие этого и независимо от природы этих явлений их можно рассматривать не только как научные, но и экологические. Поэтому исследование подобных явлений приобретает первостепенное значение.

Рассмотрим некоторые примеры.

Феномен Хессдалена.Хессдален – небольшой поселок в центральной части Норвегии, -- стал известен серьезной научной общественности, по-видимому, во время Международной научной конференции “Нерешенные проблемы атмосферного электричества” состоявшейся в 1994 г. в австрийском городе Зальцбурге [1]. В небольшой, окруженной холмами долине, где расположен Хессдален, с декабря 1981 года в ночное время суток стали наблюдавшиеся светящиеся образования – как шаровидной, так и амебоподобной формы [2]. Огни наблюдались повсюду – и высоко в небе, и над холмами и крышами домов, и над самой поверхностью земли. В основном различали три типа огней. 1. Небольшие по размеру яркие вспышки белого или голубого цвета, наблюдавшиеся повсюду в небе. 2. Желтые или белые огни разной формы: шары, сигары и др. Они наблюдались в самой долине, часто над крышами домов или непосредственно над землей, то зависая в течение десятков минут, то медленно перемещаясь, но иногда демонстрировали большие ускорения и скорости. Преимущественное направление движения – с севера на юг. 3. Самым интересным оказался третий тип огней. Они образовывали группу из трех объектов, разделенных фиксированными темными промежутками, но как бы образуя единое целое. В большинстве случаев спереди располагался огонь красного цвета, за которым находились два желтых или белых огня. Наблюдателям вся эта “тройка” огней представлялась светящимися участками единого целого темного объекта. Движение – медленное кружение вокруг вершин окружающих гор,, при смещении с севера на юг.

Район Хессдалена ничем не выделяется в геофизическом отношении– ни спецификой геологического строения, ни сейсмичностью, ни магнитной аномалией.

Сначала исследованиями феномена занялись хозяева-норвежцы, затем к ним присоединилась группа итальянских ученых.

Команда обладала довольно солидным научным оборудованием: радар для измерения расстояния и скорости изучаемого объекта, сейсмограф,

магнитограф, счетчик Гейгера, инфракрасный бинокль, радиочастотный спектроанализатор, фотокамера с дифракционной решеткой, а также гелий-неоновый лазер. Позже были установлены две автоматические регистрационные станции, позволяющие фиксировать все интересное.

Мощность источников света исследуемых огней в видимом диапазоне доходила до сотни киловатт. Трехмерный анализ изображений показал несходство исследуемых огней с каноническими плазменными образованиями. Весьма интересными оказалось лазерное зондирование равномерно вспыхивающего светящегося объекта: как только на него направлялся луч лазера, одиночное мигание сменялось на двойное. Наводка лазера производилась несколько раз, и всякий раз, когда луч достигал исследуемого объекта, частота мигания удваивалась.

Радарные исследования показали наличие невидимых в оптическом диапазоне объектов, движущихся со скоростями в несколько сотен км/с.

Несмотря на многолетнее изучение хессдаленского феномена, определить физическую природу наблюдавшихся явлений не удалось, а в данное время исследования практически прекращены из-за отсутствия финансирования. Однако, вслед за Б.М. Смирновым [1], мы можем утверждать, что подобные явления “находятся на другом уровне понимания и изучения”.

Макаровский район Киевской области. Исследователям киевской группы “Зонд” [4] удалось встретиться со свидетелями многочисленных появлений светящихся объектов в небе и – в некоторых случаях – контакта этих объектов с грунтом. Экспедиция ставила перед собой задачу подтвердить исследования 16-летней давности и выяснить возможное влияние на психофизическое состояние людей, наблюдавших явления. Наиболее загадочным было появление довольно большого (“как дом”, “как самолет”) полупрозрачного шара, переливающегося всеми цветами радуги и обладавшего определенной внутренней структурой в виде вписанного “трубчатого” треугольника. Опустившись на поверхность земли, объект через некоторое время то ли уменшился в размерах и исчез, то ли переместился в низину. На месте, где произошел контакт шара с землей, на следующий день была обнаружена некая физическая аномалия, проявившаяся в нервно-паралитическом воздействии на опорные конечности теленка и человека. Внешний вид этого образования, его размеры и изменение цветовой гаммы в поверхностном слое не позволяют выяснить природу данного явления в рамках современных естественнонаучных представлений.

Многократные пирофизические явления (Сумская область). В январе 2006 г. в сельском доме в присутствии пяти свидетелей происходило многократное загорание различных предметов домашнего обихода: оконных занавесок, ковра, отключенной от электросети радиоаппаратуры, постельного и нательного белья, а также документов в закрытых шкафах, а позднее – и сена на чердаке в сарае. В каждой из пяти комнат дома произошло до полусотня самовозгораний. Интересная особенность: возгорания происходили попаременно в разных комнатах и безо всякой системы. Свидетели отмечали,

что ни один из очагов огня не появлялся непосредственно в поле зрения присутствовавших. Образовавшийся очаг замечали либо краем зрения, либо когда огонь успевал набрать достаточную силу. Летом того же года экспедиция “Зонда” обследовала место происшествия и убедилась в объективности показаний свидетелей и реальности происходивших возгораний (отчет -- в литературной форме -- представлен в публикации [5]). Экспертиза частей некоторых обгоревших предметов, проведенная по заявлению хозяйки дома в Государственном научно-исследовательском экспертно-криминалистическом центре МВД Украины, установила в этих предметах “...наличие брома. Маловероятно, что в жилом помещении находились вещества, содержащие бром... Некоторые вещества, в состав которых входит бром, являются сильными окислителями, способными к воспламенению при контакте с органическими веществами”.

Было высказано мнение, что пожар (или множественные микропожары) – дело рук человеческих, то есть обычным поджегом. Однако участникам экспедиции и экспертам “Зонда” представляется крайне маловероятным предположение, что подготовка и исполнение подобного замысла могли быть осуществлены кем-то из присутствовавших. К сожалению, крайне скучная приборная база экспедиции и длительный, в полгода, промежуток времени между самим событием и его исследованием членами “Зонда” значительно ограничил возможность надежной и однозначной интерпретации описанных событий. Тем не менее, полученные данные позволяют с большой вероятностью сделать вывод о произвольности возгораний, т.е. без преступного влияния человека. Данное происшествие, по нашему мнению, свидетельствует о достаточно сложных и неадекватных современным представлениям о причинно-следственных связях, характеризующих данный феномен.

Подобные примеры можно продолжать бесконечно. В литературе накоплено огромное количество самых разнообразных свидетельств и о необычных, не поддающихся ординарным объяснениям аэрокосмических явлениях, и о загадочных событиях на самой поверхности нашей планеты. В любом случае эти явления затрагивают в той или иной степени человеческие судьбы, даже несмотря на относительно малую частоту их проявлений. Поэтому подобные явления без сомнения можно считать социально-экологическими, а значит, заслуживающими самого пристального внимания как со стороны общества в целом, так и со стороны исследователей-натуралистов.

Не исключено, что мы в подобных случаях являемся свидетелями определенной пространственно-временной сложности нашего мира, неадекватной установившейся модели трехмерного пространства. Это может быть и большая, чем кратная трем, мерность пространства (только вот какая именно?), и возможное взаимодействие с параллельными мирами (вселенными), чье наличие не запрещается современной теорией инфляционного космоса. Возможны и другие, не менее экзотические на первый взгляд, причины. Установить их – пусть и чрезвычайно трудная, но крайне

необходимая задача.

Очень верно сказал по этому поводу харьковский профессор Л.Ф.Черногор: “Проблема аномальных явлений – междисциплинарная. Для ее решения следовало бы создать специальный институт, пригласив туда крупных ученых-специалистов в области солнечно-земной физики, физики геокосмоса и геофизики, информатики, электроники, медицины, психологии, социологии и т.п.” [6]. Несомненно, что такое учреждение должно обладать самыми высокими полномочиями и иметь возможность привлекать к сотрудничеству любые необходимые организации и специалистов любого профиля. Кооперация крайне необходима – об этом свидетельствуют примеры интерпретации явлений, имеющих вполне земную, техногенную природу, чем-то необычным, чуть ли не космическими кораблями инопланетян [6]. На наш взгляд, создание такой института невозможно вследствие сложившейся политico-экономической ситуации в Украине. Он мог бы успешно функционировать во времена СССР, в среде административно-командной системы. В наше же время, когда государственная структура не обладает подобными властными полномочиями, оптимальным вариантом было бы создание частного (или государственно-частного) учреждения с привлечением в качестве спонсоров представителей крупного капитала при соответствующем взаимном интересе. Хорошо известно, что многие из людей, обладающих большими финансовыми возможностями, вкладывают деньги (для удовлетворения собственных амбиций), например, в создание футбольного клуба и другие аналогичные предприятия. Конечно, каждый волен распоряжаться личными средствами по собственному усмотрению. Но мне кажется, что поддержка исследований аномальных явлений – не менее нужное и престижное дело, а при удачном раскладе обстоятельств это дело может оказаться даже прибыльным. Ведь разработка новых направлений науки и техники рано или поздно приносит также и определенную материальную выгоду. Вопрос только в том, как заинтересовать нужных лиц...

Нужна и особая методология. Не секрет, что подобные явления абсолютно непредсказуемы, и к тому же ни одно, даже самое богатое государство нашей планеты не сможет покрыть свою территорию сетью наблюдательных станций. Однако существуют определенные участки земной поверхности, где необычные явления происходят заметно чаще, чем в других местах. Такие участки получили названия аномальных зон (АЗ). Согласно [6], там наблюдаются значительные градиенты различных физических полей, наблюдается отличающаяся от окружающей местности геологическая обстановка. Возможно, что именно благодаря относительной доступности исследование АЗ может стать начальным этапом в расшифровке тайн НЛО.

Особый вопрос – сбор информации. Возможные варианты – установление тесного контакта с организациями, имеющими разветвленную сеть активно функционирующих «ячеек». Это могут быть, например, религиозные сельские приходы христиан или мусульман. Другой вариант – организация научно-поисковой детско-юношеской игры по образцу пионерской «Зарницы», причем целью игры была бы не победа «солдатиков» одного цвета над «солдатиками»

другого, а поиск следов возможного проникновения на нашу планету иного мира, или даже его обладающих разумом представителей. Подчеркну, что аргументация целей такой игры должна быть проникнута сугубо гуманистическими идеями, исключ любое проявление жестокости.

Выходы. Широкий класс явлений, истинная природа которых до сих пор не получила должного объяснения и которые мы называем НЛО или аномальными явлениями, могут отражать более сложное, чем принято сейчас, строение нашего мира, обусловленное либо его большей мерностью (большой сложностью “устройства” пространства-времени), либо спонтанными кратковременными взаимодействиями с другими мирами (вселенными, параллельными мирами).

Библиографический список

- [1] Смирнов Б.М. Долгоживущие светящиеся явления в атмосфере// Успехи физических наук. 1994. Т. 164, № 5. С. 549—551.
- [2] Strand E.Project Hessdalen, - April 2002 // in: www.hessdalen.org/reports?ProjectHessdalen-story-April2002-letter.pdf.
- [3] Teodorani M. EMLA 2002. An Optical and Ground Survey in Hessdalen // in: www.hessdalen.org.
- [4] Отчет об экспедиции.
- [5] Картава В. Горит, горит мояземля... // Газета “Вести. Версии. События. - Тайнознание” (г. Киев), № 04 (237). С. 5.

НА ПУТИ К ДИАЛОГУ. ЗВЕЗДНЫЕ ПЛАНЕТАРНЫЕ СИСТЕМЫ НА ПОЛЯХ ЗЕМЛИ

Олег Прусс,

бывший ведущий инженер-испытатель ракетной техники
г.Киев, Украина
opruss@ukr.net

ON THE WAY TO THE DIALOG. THE STELLAR PLANETARY SYSTEMS ON THE FIELDS OF THE EARTH.

Oleg Pruss

the former leading testing engineer of the rocketry
Kyiv, Ukraine

Недавно закончился грандиозный проект в рамках SETI по поиску внеземных цивилизаций, который проводился в Аресибо (Пуэрто-Рико) на 305-метровом радиотелескопе. Проект "Феникс" длился 10 лет. За это время ученые прослушали 800 звездных систем в ближайшем окружении Земли. Насколько удачно были исследованы глубины Вселенной, предстоит еще выяснить: как оказалось, первичная обработка данных, полученных при реализации проекта "SETI на дому" ("SETI at Home"), позволила выделить трижды повторяющийся радиосигнал на частоте 1420 мГц – частоте излучения водорода. Хотя сигнал был очень слабым и пришел из точки, находящейся между созвездиями Рыбы и Овна, где пока не обнаружена какая-либо звезда или планетарная система, американские исследователи Космоса считают, что он является "лучшим кандидатом на контакт" с интеллектуальными инопланетянами за время действия проекта. Но не более того. Вполне может быть, что это какое-то естественное явление или феномен, неизвестные пока человеку. Анализ будет продолжен.

А на очереди еще более грандиозный проект поиска внеземных цивилизаций, при котором будет использоваться новейший калифорнийский радиотелескоп Allen Telescope Array, состоящий из 350 отдельных блюдец диаметром по 6,1м, объединенных в единый комплекс. Все подчинено единой цели: определить, есть ли разумные цивилизации иных миров в ближайшем космосе.

Второе направление деятельности землян с целью доказать, что все-таки где-то вне нашей солнечной системы существуют разумные цивилизации, - это поиски артефактов и следов посещения Земли инопланетянами в далеком прошлом (наличие палеоконтактов). Это направление за последнюю сотню лет тщательных поисков и случайных находок имеет некоторые результаты, дающие определенные надежды утверждать, что когда-то Землю посещали представители иных миров. Да, были найдены отдельные предметы и следы, относящиеся к деятельности высокоразвитых цивилизаций в начальный период эволюционного развития человека и даже за сотни миллионов лет до его

появления на Земле. Например, можно упомянуть общеизвестные факты находок в различных уголках Земли:

- в Англии, под Глазго, в куске каменного угля был обнаружен железный инструмент неизвестного назначения;

- в г.Моринсоне (штат Иллинойс, США) в куске угля, датированного по возрасту около 300 млн. лет, была обнаружена золотая цепочка весом 192 г длиной 25 см;

- под румынским городом Аюд из грунта, относящемуся к периоду 1 млн. лет тому назад, извлечена деталь с отверстием по центру, по форме подобная топору;

- в Приполярном Урале в слоях почвы, возраст которой составлял 100 тыс. лет, были обнаружены вольфрамовые спиралевидные детали с молибденовым сердечником;

- в г.Лондон (штат Техас, США) в каменной глыбе мелового периода был обнаружен металлический молот с частью деревянной ручки;

- в Африке из куска гранита, возраст которого составлял миллионы лет, была извлечена тонкая золотая проволока. То же было обнаружено в известняке в Австралии и во льдах Антарктики.

Перечень этот можно было бы продолжить. Однако ни в одном случае не удалось однозначно установить, кому принадлежали эти предметы находок - прошедшим земным доисторическим цивилизациям или инопланетянам, посещавшим в далеком прошлом Землю.

Характерно, что и в случае поиска радиопосланий, и в случае поиска следов посещения Земли инопланетными цивилизациями не предусматривалось ведение диалога хотя бы при жизни ближайших поколений, т.е. все усилия поиска, в конечном счете, были направлены только на установление факта существования внеземной высокоразвитой цивилизации. В лучшем случае, это только могло бы означать: да, есть инопланетные цивилизации в безбрежном мире Космоса, мы не одни во Вселенной. И все! Правда, до сих пор нигде даже не обсуждался вопрос, что изменится и какие шаги земляне будут вынуждены предпринять после установления этого факта.

В то же время настоятельно, из года в год, на нашей Земле происходит скрытая демонстрация исключительных явлений, действия которых не подчиняются известным законам физики и не могут быть объяснены традиционной наукой - это появление на полях всевозможных геометрических формаций, несущих в себе определенный смысл.

В современный период о них впервые заговорили австралийцы в 1966 году, когда около реки Тулли на севере Квинсленда на тростниковом поле возник четкий круг. В последующие годы круги и разнообразные фигуры появились более чем в 30 странах мира, среди которых Германия, Великобритания, Франция, Италия, Россия, Голландия и др. За последние тридцать лет уже отмечено более 10 тыс. феноменов на полях, из них 90% приходилось на Великобританию. Постоянные же наблюдения и исследования загадочных явлений можно отнести к началу 70-х годов, когда уфологи Артур Шаттлвуд и Брюс Бонд впервые наблюдали процесс образования круга

(графство Гемпшир). Заинтересованность в раскрытии тайны процесса появления разнообразных формаций на полях и их назначения привело к созданию в Англии "Центра изучения кругов на полях".

Не касаясь многовековой истории наблюдения загадочного феномена, стоит отметить, что в настоящее время, как правило, ведутся постоянные наблюдения за появлением новых фигур на полях и проводятся их исследования. Первые результаты анализа полученных данных были опубликованы в книге двух британских инженеров Пэта Дельгадо и Колина Эндрюса "Кольцевидные улики" (Delgado P., Andrews C. Circular Evidence. London: Bloomsbury, 1989). Другая пара уфологов, Дженн Рэндлз и Пол Фуллер, в 1990 году опубликовали книгу с многообещающим названием "Круги на полях - тайна раскрыта" (Randels J., Fuller P. Crop Circles: A Mystery Solved. Robert Hale, 1990). Что «тайна раскрыта», заявление явно было сделано преждевременно. Даже к настоящему времени ни одна гипотеза не может объяснить всей совокупности феноменальной технологии, обеспечивающей создание такого разнообразия фигур и невероятных свойств, приобретающих при этом предметами и пространством, находящимися в пределах этих фигур. И совсем недавно еще нельзя было ответить на вопрос: кто или что этим управляет, т.е. - это разумная внеземная (земная?) сила или природное явление? Иногда рисунки появлялись после пролета (кружения) над нетронутым полем небольших светящихся шаров, иногда поле покрывал какой-то непрозрачный туман или внезапно налетал ветер. А в некоторых случаях рисунки появлялись после пролета над полем или на значительной высоте светящегося НЛО. К сожалению, как правило, все исследования ограничиваются постановкой вопроса о технологии нанесения рисунков на полях и поиском их авторов. Пока нельзя найти подробных описаний полевых изображений и анализа передаваемой информации с целью их расшифровки. А это, как нам кажется, единственный и наиболее результативный путь к пониманию процесса взаимного контакта с внеземным Разумом. Во всяком случае, в настоящее время.

Сравнительный анализ конфигураций и структур формаций, появившихся на полях за последние тридцать лет и наиболее полно представленных известной английской исследовательницей формаций на полях Люси Прингл в монографии "Круги на полях. Величайшая загадка нашего времени". М., 2002, показал, что фигуры первых наблюдений (1970-1980 гг.) отличались достаточной простотой. Это были в основном круги и кольца, чаще небольших размеров, линии и дуги - тонкие и не связаны между собой. На следующем этапе, в начале 90-х годов, появились связки из нескольких кругов различных диаметров, кольца с внутренними фигурами, соединения кругов с кольцами, представляющие законченную композицию. В некоторых случаях композиции усложнялись введением треугольников, ассиметричных деталей в виде ключа или завитков. А начиная с середины 90-х годов, на полях уже были очень сложные геометрические конфигурации: спирали, звезды, синусоиды, треугольники, эволвенты и т.п. - отдельно и в сочетаниях между собой, небольшие и в несколько сот метров. Появились и пиктограммы, в которых

нашли отражение математические соотношения, строения планетарных систем и ДНК, сложные геометрические построения, символика изотерии и другие известные (и неизвестные) фрагменты, всесторонне отражающие постигнутые и еще нераскрытые землянами знания. Безусловно, ОНИ для нас пытались представить какую-то значащую информацию, все более усложняя ее. Как заметил профессор Джеральд С.Хокинс из Вашингтона, посвятивший много лет изучению древних сооружений, ряд фигур на полях представляют собой "серию гениальных, доселе никому не известных геометрических теорем, не уступающих по красоте и изяществу классическим образцам теорем Евклида". Все это говорит о том, что нас, землян, постепенно кто-то ведет в понятиях от элементарного, простого созерцания к более сложному, комплексному мышлению, может быть, новым для нас явлениям или процессам. И однозначно можно сделать вывод, что этот "кто-то" не является земным природным явлением. Это проявление действий неизвестных разумных сил. Джордж Уингфилд, представитель Британского центра по изучению «кругов на полях», заявил: «Следует говорить о некотором нефизическом факторе, лежащем вне природы. Это не естественный феномен; это нечто порожденное разумом».

Впервые невероятным и неожиданным событием, заставившим поверить многих сомневающихся, в том числе и неверующих ученых, в реальность существования внеземных цивилизаций, явилось появление 20 августа 2001 года на пшеничном поле рядом с радиотелескопом обсерватории в местечке Чилболтон (графство Гемпшир) сложной пиктограммы, представляющей таблицу двоичного кода. По структуре она повторяла радиопослание землян, отправленное 16 ноября 1974 года к шаровому звездному скоплению М-13 в созвездии Геркулес, удаленному от Земли на 24 тыс. световых лет - та же система передачи информации, тот же порядок изложения данных. По нашим действующим физическим законам ответ от инопланетной цивилизации мог прийти не ранее, чем через 48 тыс. лет. Но прошло всего 26 лет....Как это могло случиться? Или наши законы не отражают реальные возможности перемещения радиоволн в межзвездном пространстве, или высокоразвитые цивилизации находятся от нас на достаточно небольшом удалении - например, дрейфуют в своих планетарных мегалополисах где-то совсем рядом с нашей солнечной системой.

Пиктограмма в Чилболтоне явилась ответом на наше послание и содержала те же информативные позиции. Особый интерес представляли некоторые отличия в организации жизненных основ инопланетян, как нам представляется, от наших земных. Так, к основным элементам, обеспечивающим жизнь на Земле – водород, углерод, азот, фосфор, кислород – был добавлен кремний; молекула ДНК инопланетян имеет большее количество нуклеотидов и иное число ветвей спирали; фигура инопланетянина, по сравнению с человеческой, имеет непропорционально, с нашей точки зрения, большую голову, огромные глаза и короткое тело. Указаны и планеты, на которых они, видимо, обитают: третья, четвертая и пятая от звезды (может, нашего солнца?). Приведены и другие данные, отличающиеся от земных.

Появление пиктограммы, имеющей глубокий смысл в представленной информации и логически выстроенное сообщение в соответствии с посланием землян 1974 года, - еще раз неопровергимо подтверждает направленное разумное действие на Земле посланцев иного мира.

Прецедент получения нами значимой информации об основных параметрах разумной неземной жизни достаточно простым способом – через исследование полевой пиктограммы, по нашему мнению, должен найти ответную реакцию землян с целью установления диалога. Известно, что со временем обнаружения формаций на полях, появились фальсификаторы (иногда хорошо оплачиваемые СМИ), которые с помощью специального оборудования могли изготовить на поле заданный узор. Естественно, эти рукотворные формации не имели тех особенностей, которые обычно присущи настоящим: изогнутые, без поломки, стебли растений; наличие неизвестных излучений, влияющих на здоровье и психику людей; воздействие на радио и электронную аппаратуру; изменение структуры грунта и другие. Однако точность изготовления рисунков согласно разработанным чертежам была достаточно высокой. В связи с этим появляется возможность на выбранных участках полей (скорее, на тех, которые чаще используются для полевых рисунков) нанести пиктограммы, содержащие определенную информацию, а также "азбуку" (код), для общения в процессе диалога. Правда, эти рукотворные пиктограммы смогут помочь в установлении контакта (диалога) только в том случае, если «собеседник» так же визуально может их обнаруживать и воспринимать, как и мы. А если ОН, например, способен «увидеть» свои «художества» только по излучениям каких-то полей, которые присущи всем полевым формациям и которые мы, к сожалению, пока не можем создать? Увидит ли ОН в этом случае наши рисунки? Этот вопрос хотя и требует исследования в будущем, все-таки не может препятствовать первым пробам в организации общения с представителями загадочного мира.

Из всех достаточно сложных и в большинстве своем для нас непонятных рисунков на полях отдельной группой можно выделить изображения планетарных систем звезд в различном сочетании. Это и рисунки последовательных процессов солнечных или лунных затмений, солнечная планетная система от Меркурия до Урана, планетные системы иных миров и многое другое. Что до изображения неизвестных нам планетарных систем других звезд, то, может быть, на полях были изображены именно те системы, на которых имеется разумная жизнь.

Из знакомых нам сюжетов и рисунков можно привести, например, такие:

- 3 апреля и 3 мая 1999 г. на полях Великобритании появились изображения последовательных фаз процесса затмения Солнца;
- 7 июня 1999 г. на полях Нидерландов - изображение солнца с двумя планетами, причем одна из них имеет спутник (похоже, это Земля с Луной и Марс);
- 6 августа 1999 г. на полях Великобритании были представлены планета и солнце до затмения и после.

К этой группе можно еще отнести большое количество рисунков – в

основном это кольцевые фрагменты и круги, которые взаимно перекрывают друг друга в разной степени, образуя лунные серпы, круги и кольца различных диаметров.

В августе 1999 г. вообще было очень много изображений затмений и космических тел при различных взаимных положениях. И это естественно: 11 августа в 11 час 02 мин состоялось полное солнечное затмение. И, видимо, КТО-ТО очень хотел обратить наше внимание на небесные тела.

К другой группе изображений космических тел можно отнести ряд рисунков, которые, скорее всего, говорят о каких-то процессах, происходящих при взаимодействии различных космических тел. Например, движение по спирали, подобно движению космического корабля под действием малой тяги. Или эллиптические траектории перелета между орбитами планет. Есть и изображения тел, вылетающих из центрального большого круга, подобно протуберанцам над поверхностью солнца.

Немалый интерес, с нашей точки зрения, представляют изображения планетарной солнечной системы и планетарных систем каких-то неизвестных звезд. Правда, эти схемы не отражают истинных размеров планет и не дают представление о межорбитальных расстояниях. Но взаимные расположения планет на орbitах относительно друг друга определяют величины центральных углов между ними, что может быть использовано при исследованиях.

Первая формация планет солнечной системы появился 26 июня 1995 года на полях местечка Лонгвуд, графство Гемпшир. На схеме вокруг центрального круга (Солнца) было нанесено четыре орбиты первых планет – Меркурия, Венеры, Земли, Марса - и внешнее астероидное кольцо, орбита которого содержала 65 тел вращения различной величины. Характерно, что орбита Меркурия на схеме изображена с гораздо большим эксцентриситетом, чем другие орбиты, что соответствует действительности.

На каждой орбите, кроме орбиты Земли, в определенном положении были нанесены планеты: Меркурий, Венера и Марс. Отсутствие Земли, естественно, является загадкой этой формации. Какой смысл был заложен? Положение ее на орбите может определяться только датой, соответствующей появлению приведенного положения других трех планет. Если соединить прямыми линиями их центры, то образуется треугольник с углами: 99, 53, 28 град. Такой треугольник, как показал анализ изменения положения планет за многие годы, повторяется через каждые два года девять месяцев. В зависимости от этих дат и определяется положение Земли на орбите. Например, можно назвать несколько последовательных таких дат: 30.07.1992 г., 19.04.1995 г., 20.01.1998 г. и т.д. К сожалению, пока не удалось связать ни одной даты, соответствующей положению трех планет, с какими-то примечательными событиями. Может быть, в этом бы случае мы поняли, какую цель авторы формации имели в виду, показывая нам ее 26 июня 1995 года.

Вторая формация планетной системы Солнца появилась на пшеничном поле близ Олтон-Барнс, графство Уилтшир, 4 августа 2001 г. Она почти повторила рисунок описанной выше формации. Отличалась только тем, что во внешнем кольце схемы находилось 60, а не 65 астероидов. Кроме этого,

треугольник, образованный планетами Меркурий, Венера и Марс, имели другие углы: 78, 68, 34 град. Повторяемость такого положения планет также составляет примерно два года и девять месяцев.

Появившись на поле 4 августа, рисунок точно воспроизводит реальное положение планет на 14 августа 2001 года - это дата, когда на пшеничном поле в Чилболтоне, рядом с радиотелескопом, появился первый элемент «Чилболтонского послания» - «лицо». Через шесть дней появилась и сама таблица послания, о которой упоминалось выше. Во всяком случае, у нас есть основание отнести схему второй формации солнечной системы к дате появления известного послания. Может быть, нас хотели предупредить об этом?

Третья формация нашей солнечной системы появилась 12 августа 2005 года. Она значительно сложнее двух предыдущих. Прежде всего, тем, что на первых четырех орbitах указаны все планеты, включая Землю. Кроме этого, в схеме приведено положение следующих трех планет: Юпитера, Сатурна и Урана.

Можно отметить, что Земля–Уран и Марс–Венера находятся в так называемом соединении. Линии их соединений пересекаются под углом 80 град.

Попытки найти календарную дату в период, когда все семь планет находятся именно в этом положении, были безуспешными, хотя диапазон проверок охватывал 20 тыс. лет. Наиболее близка по расположению планет схема, которая датируется 29 января 4761 года. Но это ни о чем не говорит. Создается мнение, что нам продемонстрировали схему, которая встречается один раз в столетие или еще реже?

Из планетных систем, которые относятся к иных звездным мирам, представляют интерес две формации, нанесенные на полях пшеницы в один и тот же день 20 июня 1995 года на полях графства Гемпшир. Одна – у местечка Бишопс-Сэттон, другая – у местечка Гандер-Даун.

Первая планетарная система из указанных имеет три орбиты вращения планет вокруг центрального тела. На наружной орбите (на поле ее диаметр 91 метр) находится большинство (82) малых и больших планет (?), а на двух внутренних орбитах - пять планет. Причем, одна из планет на второй орбите имеет наружное кольцо, подобное в обозначении Сатурна. Если предположить, что в этой схеме на второй орбите вращаются обитаемые разумными существами планеты, что вполне допустимо, то эту планетарную систему можно сравнить с той, которая была показана в «Чилболтонском послании» землянам: обитаемыми являются третья, четвертая и пятая (с внешним кольцом) планеты. Другие планеты, идущие за ними, обозначены как необитаемые, подобно нашим планетам солнечной системы, находящихся от Солнца дальше Земли.

Вторая схема инопланетного мира имеет четыре круговые орбиты. На наружной орбите вращается 26 разной величины тел, а на трех внутренних орбитах – четыре планеты. По всей видимости, какие-то из них являются обитаемыми. Можно предположить, что нам представили вторую звездную

систему, которая может в перспективе установить связь с нашим земным миром.

К сожалению, нельзя ничего определенного сказать о размерах планетарных систем, их планетах и «адресе» существования в безбрежном мире Космоса. Может быть, в других полевых пиктограммах зашифрованы их космические координаты, но узнать это можно только при постоянной работе с пиктограммами, связывая воедино даты их появления, фрагменты рисунка, место появления, технологию нанесения и другие характеристики. Несомненно, здесь должны работать люди широких профессиональных профилей: астрономы, физики, математики, химики, историки, геологи и другие. Такие исследования приведут не только к пониманию разумных полевых посланий к нам, но могут стать основанием к разработке своей собственной методики шифровки информации и выработке программы диалога.

Библиографический список

- [1] Прингл Л. Круги на полях: величайшая загадка нашего времени / Пер. с англ. – К.: София; М.: ИД «Гелиос», 2002.
- [2] Анина С. Канада: пиктограммы на полях – предвестники контактов. Журнал «НЛО», № 28, 2004.
- [3] Александров В. Ребус для младенцев или явление природы? Журнал «Техника молодежи», № 1, 1991.
- [4] Прусс О. Готовы ли мы к диалогу с внеземными цивилизациями? Журнал «Аэрокосмический вестник», №5, 2003.
- [5] Шелепов В. Загадки ведьминых кругов. Зачем появляются рисунки на хлебных полях и кому они предназначены. Газета «Совершенно секретно», № 2, 2000.
- [7] Маяки для инопланетян или послания человечеству? Научно-популярное издание «Затерянные миры», № 6, 2003.

К ПРОБЛЕМЕ НАБЛЮДЕНИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИИ АНОМАЛЬНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ (ААЯ) СРЕДСТВАМИ ОПТИЧЕСКОЙ ЛОКАЦИИ.

А. Г. Кириченко, заведующий отделом информационно-технического обеспечения Украинского научно-исследовательского Центра изучения аномалий "Зонд"

ON THE PROBLEM OF OBSERVATION AND IDENTIFICATION OF ANOMALOUS AEROSPACE PHENOMENON'S BY OPTICAL DETECTION AND RANGING MEANS

A.G. Kirichenko, chief of information-technical support department of Ukrainian Scientific researching Center for Analyses of Anomalies "Sonde",
e-mail: drakon_ufo@ukr.net

Объективен факт наблюдения в окружающей среде так называемых ААЯ - "аномальных аэрокосмических явлений", более известных под наименованием НЛО - "неопознанных летающих объектов".

Хотя данные термины и в целом представление о наблюдаемых объектах/явлениях как о феномене неясной физической природы сформировались лишь во второй половине 20 века, ААЯ реально наблюдались сотни и тысячи лет, отраженные не только в неслишком достоверных историях и легендах со сказочным оттенком, но и достаточно объективно зафиксированные в исторически достоверных летописях и других официальных документах прошлого.

Принципиально рассмотрение феномена ААЯ именно как "явления", так как регистрируемые сложно организованные и специфическим образом взаимодействующие с внешней средой, динамические и в плане локализованного в рамках самого явления структурного преобразования, и перемещения в поле зрения наблюдателя на фоне ориентиров, "объекты наблюдения" неясной физической природы, далеко не сводятся к привычным стереотипным и, в какой-то мере, "обывательским" рамкам понятия "неопознанных летающих объектов" - НЛО как строго локализованных и даже автономных от окружающей среды физических объектов. В таком подходе специально организованное наблюдение с обеспечением определенной информационной насыщенности и надежной регистрацией результатов наблюдения с возможностью последующей обработки этих результатов с использованием специализированных технических средств может дать существенное представление о физических механизмах и природе аномальных объектов наблюдений.

Существуют различные представления о сущности данного феномена. Например, Министерство обороны Великобритании, в рамках проблемы безопасности воздушного движения летательных аппаратов BBC и гражданского флота с учетом случаев взаимодействий с ААЯ, придерживается гипотезы плазменной природы феномена.

Не конкретизируя в данном докладе физической природы феномена,

остановимся именно на актуальности проблемы надежной регистрации ААЯ и всех его специфических проявлений с различием ААЯ на фоне известных аэрокосмических явлений и традиционных летательных аппаратов. Ведь современная техносфера человечества продуцировала как зашумление поля наблюдений своими артефактами и их проявлениями, так и разнообразные технические средства обнаружения и наблюдения.

Для решения этой проблемы необходимы эффективные технические средства локации, обеспечивающие наблюдение и надежную регистрацию ААЯ с определенной информационной насыщенностью и возможностью анализа зарегистрированного как пакета данных и в реальном масштабе времени, и в ходе дальнейшего изучения результатов наблюдения.

В этом подходе очевидна недостаточность информативности, например, зернистого фотоснимка неясного образования на фоне чистого неба без единого ориентира, также как и простой точечной "засветки" на экране морально устаревшей обзорной радиолокационной станции без каких-либо фиксируемых параметров объекта наблюдения кроме дальности и направления обнаружения.

Самым привычным для наблюдения, в особенности для людей цивильных профессий, является диапазон спектра электромагнитных волн близкий к оптическому с его преимуществами в виде удобства восприятия органами чувств человека и достаточно высокой разрешающей способностью.

Поскольку ААЯ наблюдаются в любое время суток в виде как самосветящихся, так и несветящихся динамических объектов/явлений, необходимо наличие оптических средств с технически реализуемой возможностью проведения наблюдения и распознавания объектов наблюдения в любое время суток в различных условиях освещенности ("дневной", "сумрачной", "ночной", "пасмурной ночной", интенсивности световых помех) и в любых погодных условиях (облачности, дымки, тумана) в непрерывном/квазинепрерывном режиме наблюдения и регистрации с целью фиксации всех деталей и процессов наблюданного феномена.

С этой целью естественно привлечь опыт специальных и военных средств наблюдения, тем более что подобного рода техника в последнее время стала доступна и гражданским лицам или организациям [1].

Средства наблюдения интересующего нас диапазона с некоторым упрощением можно подразделить на три группы:

1) "классические" приборы ночного видения на базе электронно-оптических преобразователей (далее этот класс приборов обозначим как "ПНВ");

2) тепловизионные приборы различных типов;

3) телевизионные средства высокой чувствительности, в том числе "мультиспектральные", с расширенным спектром восприятия в ближнем инфракрасном и ультрафиолетовом диапазонах [2,3].

Каждому из вышеуказанных видов техники присущи свои специфические достоинства и недостатки.

В частности, классические "светоусиливающие" ПНВ обладают существенными ограничениями по дальности четкого различения детализации

и контуров в поле наблюдения, "слепнут" в полной темноте, генерируют только монохромное (нецветное, как правило черно-белое или черно-зеленое) изображение, не очень приспособлены к дневным наблюдениям и к произведению видеозаписи;

тепловизоры обеспечивают круглосуточное наблюдение, различие сквозь туманы и другие легкие экранирующие завесы, рисуют псевдоцветную тепловую карту объекта наблюдения и фона одновременно, обеспечивая таким образом значительную информационную насыщенность наблюдения, однако имеют не очень высокое разрешение и не различают объекты наблюдения с низким тепловым контрастом, в некоторых случаях попросту "теряя" линию горизонта или не различая объекты на нагретом естественном фоне;

телевизионные системы, являющиеся наиболее привычными и удобными средствами наблюдения и регистрации с возможностью применения преимуществ мультиспектральных принципов наблюдения, обнаружения и распознавания (с использованием "окон прозрачности" атмосферы и других, например, в [2]), как правило имеют некоторую ограниченность по светочувствительности, в особенности в системах с цветным отображением.

Кроме того, все эти средства испытывают проблемы с точным определением дальности и ряда других пространственных параметров объектов наблюдений без применения активных (излучающих) средств локации.

Опыт военных и специальных средств наблюдения решает проблему недостатков отдельных типов приборов наблюдения объединением их в так называемые многоканальные комплексы [4], составленные из отдельных каналов на базе различных типов приборов наблюдения таким образом, чтобы недостатки одних каналов компенсировались достоинствами других. Такие системы могут быть объединены как чисто механически, с самостоятельной работой каждого канала, так и с интегрированными в единый блок оптическими системами и системами обработки сигналов в реальном масштабе времени.

Многоканальная система может быть скомпонована, например, в одной из лучших конфигураций в рамках нашего подхода информационно-насыщенного наблюдения в диапазоне близком оптическому, из тепловизора и высокочувствительной телевизионной системы в комплексе с лазерным дальномером, выполняющим также роль системы подсветки в некоторых режимах наблюдения в неблагоприятных условиях, с цифровым компасом и с возможностью установки на проградуированном по углу возвышения штативе (например, в [1]).

Скомбинированная таким образом система приборов и устройств обеспечивает возможность круглосуточно и в широком диапазоне изменения атмосферных условий производить поиск, наблюдение и распознавание, в том числе автоматическое (например, на основе метода голограммического опознавания через сравнение пространственно-частотных спектров, рассматриваемого в [5]), объектов наблюдения и получать представление о ряде их физических свойств, размерах, местоположении и динамических характеристиках. Отметим, что многоканальные комплексы позволяют не

только повысить информационную насыщенность наблюдения, но и снизить требования к техническим характеристикам отдельных приборов комплекса за счет взаимодополнения информационных потоков. Это позволяет решить проблему наблюдения с первоначальной грубой классификацией и последующим более детальным анализом объекта наблюдения с его физическими характеристиками в различных условиях с взаимодополнением всех каналов или переходом с канала на канал при резком изменении условий видимости.

Заслуживают отдельного рассмотрения также новые возможности наблюдения, предоставляемые активными средствами подсветки и целеуказания на базе современных твердотельных лазерных устройств, применяемых вместе с ПНВ или телевизионными системами (например, [6]).

Применение лазерных средств подсветки и целеуказания обеспечивает наблюдения рядом новых возможностей, в том числе с количественным и качественным повышением эффективности уже существующих стандартных средств наблюдения в рамках их модернизации (например, в [7,8]).

С применением лазерных средств подсветки возможно повышение эффективности наблюдений:

по точному определению дальности и местоположения объекта наблюдения;

по зондированию свойств атмосферы на всей трассе излучения и около объекта наблюдения в реальном времени;

по обеспечению эффективной пространственно-локализованной в желательных пределах подсветки в условиях затрудненного наблюдения для ПНВ и телевизионных систем, в том числе многоцветной, в широкой области спектра на дискретных длинах волн, с качественным ростом эффективной дальности наблюдения и распознавания по сравнению с пассивным (бесподсветочным) и полуактивным, с традиционными некогерентными инфракрасными средствами подсветки, режимами наблюдения;

по обеспечению непрерывности наблюдений в условиях естественных или искусственных помех и засветок в определенных режимах;

повышение эффективности наблюдения в неблагоприятных погодных условиях при пониженной прозрачности атмосферы вплоть до "просвечивания" экранирующих обычное наблюдение дымовых и облачных завес, прежде всего в так называемых активно-импульсных режимах наблюдения [9];

обнаружение и распознавание малоконтрастных и в оптическом, и в радиолокационном диапазоне объектов наблюдения.

Фактически, при рассмотрении многоканальных систем наблюдения с лазерными приборами подсветки в составе комплекса, речь идет о разновидности "рисующей" локационной системы с переменным, избирамым в зависимости от целей и условий наблюдения, пассивно-полуактивно-активным, квазинепрерывным или импульсным режимами работы и достаточно широким спектральным диапазоном восприятия.

Подобный подход к оптическим средствам может обеспечить наблюдение, регистрацию и идентификацию объектов наблюдений в любых

условиях с последующей обработкой и анализом полученных данных цифровыми средствами.

Применение конкретных моделей приборов, принципы организации наблюдений, обработка результатов наблюдений, а также проблема регистрации ААЯ в других диапазонах спектра требуют отдельного всестороннего углубленного рассмотрения и выходят за рамки данного доклада.

Библиографический список

- [1] Волков В. Г. Ночные приборы наблюдения.//Специальная техника, 2004, #4, с.2;
- [2] Волков В. Г. Приборы ночного видения новых поколений.//Специальная техника, 2001, #5, с.2;
- [3] Щербаков С. Запредельная фотографии.//Foto and video review, 2006, #1, с.62;
- [4] Волков В. Г. Мноканальные приборы ночного видения.//Специальная техника, 2001, #2, с.13;
- [5] там же, с.18;
- [6] Волков В. Г. Лазерные осветители и целеуказатели.//Специальная техника, 2002, #2, с.2;
- [7] Гоев А. И. Модернизация приборов ночного видения.//Специальная техника, 2002, #2, с.11;
- [8] Гоев А. И. Расширение функциональных возможностей приборов ночного видения.//Специальная техника, 2002, #3, с.13;
- [9] Волков В. Г. Активно-импульсные приборы ночного видения.//Специальная техника, 2002, #3, с.2.

Также использованы рабочие материалы Центра, тематические материалы из Internet и данные фирмы-разработчика специальных средств наблюдения "Yukon Advanced Optics" (Беларусь).

/Подготовлено 18.01.2007г

УДК 510.22

ВРАХУВАННЯ ЛЮДСЬКОГО ФАКТОРУ В УФОЛОГІЧНИХ ДОСЛІДЖЕННЯХ

А.С. Білик, магістр техн. наук, вчений секретар Українського Науково-дослідного Центру вивчення аномалій «Зонд»

HUMAN FACTOR ACCOUNTING IN UFOLOGICAL RESEARCH

A.S. Bilyk, Master of Science, scientific secretary of Ukrainian Scientific researching Center for Analyses of Anomalies “Sonde”, e-mail: kuforg@ua.fm

Анотація: В статті розглядається вплив властивостей людини, як реєстратора атмосферного аномального явища на точність візуальних оцінок його параметрів. Досліджені особливості урахування невизначеності та похибок візуальних оцінок при вирішенні задачі ототожнення об'єктів.

«Найвищий обов'язок для
мудреця – опиратися видимості»
Цицерон

Постановка проблеми. Уфологія на сучасному етапі свого розвитку ще не сформувала чіткої парадигми та системної методології. Однією з істотних причин такого положення речей є те, що уфологія оперує переважно емпіричними даними, на основі яких важко а іноді й неможливо відтворити реальну картину спостереження. Не зважаючи на важливість і доцільність широкого застосування існуючих технічних засобів при реєстрації проявів не ототожнених літальних об'єктів [1], основний базис, на якій мусять спиратися дослідники – це первинні повідомлення від очевидців. Такі повідомлення як правило, містять неоднорідну вербальну інформацію щодо спостережених явищ, що вкрай ускладнює їх формалізацію та аналіз.

Одним з головних чинників, який перешкоджає встановити реальну картину спостереження є зокрема сприйняття очевидця-реєстратора явища, яке виступає як проміжна і ключова ланка в передачі та інтерпретації проявів. Вплив параметрів спостереження та сукупності факторів, пов'язаних із очевидцем на стійкість візуальних оцінок та їх урахування в уфологічних дослідженнях становить проблему, достатньої уваги якій досі не приділялося.

Аналіз останніх досліджень. Зазвичай під уфологічним дослідженням мається на увазі комплекс дій, спрямованих на точне відтворення подій спостереження та визначення із прийнятним ступенем достовірності шуканих параметрів явища, що спостерігалося, достатніх для його ототожнення із явищами відомої природи, а також сам процес ототожнення явища та винесення висновків щодо його можливого походження. При дослідженні перевага надається насамперед параметрам, які можуть бути чисельно виражені за прямими або опосередкованими оцінками очевидців, оскільки це дозволяє уникнути додаткової невизначеності, пов'язаної із проблемою рангування предметних змінних та спрощує алгоритм порівняння.

Один з фундаторів уфології американський дослідник А.Хайнек (Allen Hynek) наголошував на тому, що більшість повідомлень очевидців катастрофічно слабкі у відношенні інформативності. На його думку, багато серйозних вчених відмовляються від досліджень проблематики НЛО саме крізь неповноту даних щодо спостережень, та особливо даних у кількісних оцінках [2]. Якщо виходити з вимог інформативності спостережень щодо кількісних даних, відносної простоти і точності вимірів, та можливості ефективного пошуку аналогів, аномальні аерокосмічні явища або об'єкти можна описати за 7 параметрами: діаметральним лінійним та кутовим розміром, лінійною та кутовою швидкістю, висотою над поверхнею землі, радіусом розвороту та кутовою швидкістю розвороту [3]. Вказані параметри дозволяють повністю описати геометричне положення об'єкту у просторі та траєкторію його руху. Нелінійність швидкості та багатоманітність положень у просторі об'єкту можуть бути описані крізь множини послідовних дискретних вимірів, що є логічно.

Таким чином ми приходимо до проблематики точності візуальних оцінок, (т. зв. «окоміру») геометричних та кінематичних параметрів об'єкту, зроблених очевидцем під час спостереження, та адекватності процесу обробки та урахування цієї точності в процесі дослідження. Причому у якості візуальної оцінки ми будемо розглядати не окомір, як судження очевидця про виміряні величини (і точність якого, як показано вище низька), а вимірювання кутових величин на основі прямих оцінок або за допомогою підручних предметів.

Робіт, присвячених візуальним оцінкам, як засобу вимірювань на місцевості, на превеликий подив, також присвячено небагато (на відміну від психологічних аспектів візуальних спостережень взагалі та теоретичних основ обробки вимірювань, але здійснених за допомогою приладів з відомою мірою точності). Аналіз показує, що даний напрямок досі не розвивався належним чином, окрім як у таких областях, як спортивне та військове орієнтування на місцевості [4,5]. Безперечно, у них згадувалося, що параметри спостереження мають вплив на виміряні величини, але сама специфіка областей, зумовлена необхідністю приймання швидких рішень в екстремальних умовах (спорт, бій) не тяжіла до створення та аналізу точних математичних моделей. Задача щодо формалізації урахування точності візуальних вимірів у математичній моделі спостереження та ототожнення рухомого об'єкту ставиться вперше.

Постановка завдання. Аномальним можна назвати явище або об'єкт із сукупністю ознак, які не піддаються прийнятному ототожненню за умови наявності вичерпних візуальних, інструментальних (апаратурних) та інформаційних даних. Приклади аномальних об'єктів та явищ, що спостерігаються показує, що головними їх ознаками є не ототожнювана системність та локальність (визначення просторового положення об'єкту) [6]. Локальність має бути підтверджена однією з наступних ознак:

- A. Візуальним спостереженням з двох і більше точок з невеликою визначеною базою (сотні метрів, одиниці кілометрів) з відомими азимутами та кутами до горизонту.

- Б. Візуальним спостереженням з однієї точки за умови наявності опосередкованих даних, які дозволяють достатньо точно визначити положення об'єкту. Як правило, це два параметри з трьох наступних: відстань до об'єкту, проекція відстані до на горизонтальну площину, кут до горизонту та висота знаходження об'єкту.
- В. Технічним спостереженням (РЛС, оптичний далекомір тощо) з однієї точки з вимірюванням даних, описаних у п.Б.

Слід зауважити, що для ефективної тріангуляції (ознака А) обов'язковою є умова узгодженості даних, оскільки за вимірамиожної (або однієї) пари спостерігачів просторове положення об'єкту має збігатися. В реальних обрахунках нев'язки між показами геометричних параметрів об'єкту при візуальних оцінках двома очевидцями іноді настільки ріжняться між собою, що схиляють дослідника до пессимістичних висновків. Д. Мак-Кембелл (J. McCampbell), у праці «Нові погляди на проблему НЛО з точки зору науки та здорового глузду» [7] зазначав, що теоретично розміри невідомого об'єкта, який здійснює політ у небі на значній віддалі від спостерігача, ніяк не можуть бути визначені. Без додаткових даних, які дозволяють вийти на прийнятний для дослідника результат, оцінка розмірів НЛО має досить малу цінність. Безумовно, більша кількість очевидців на різних відстанях зазвичай сприяє досягненню збіжності в оцінці просторового положення та інших кількісних параметрів об'єкту. Пошук оптимальних відстаней між очевидцями, та інші аспекти тріангуляції при груповому спостереженні є тематикою окремих робіт.

Аналогічно локальності визначаються і інші просторові та кінематичні кількісні параметри об'єкту, згадані вище.

У роботі [8] показано прийнятність розгляду опису будь-якого не ототожненого явища як структурованого масиву якісних даних та запропоновано формалізацію кількісної мірі вираження прийнятності тої чи іншої гіпотези ототожнення у вигляді її застосовності, яка математично виражається як функція належності (див. нижче). При ширшому розгляді даної проблеми [9] було обґрунтовано доцільність постановки задачі уфологічного дослідження як задачі ототожнення невідомого об'єкту з розподіленими параметрами шляхом його класифікації відносно відомих об'єктів та досліджено обмежений вплив невизначеності, що може міститися у масиві вхідних даних, на функцію належності. У даній роботі ми будемо вважати, що всі оцінки проявів відомі у достатній мірі, і невизначеності, пов'язаної із відсутністю даних у вхідному масиві немає.

Таким чином, нашим завданням є по елементний розгляд та формалізація сукупності факторів, що впливають на похиби візуальних кутових вимірів очевидців аномальних аерокосмічних явищ та пошук шляхів урахування цих факторів в математичних моделях спостереження та ототожнення явищ.

Виклад основного матеріалу дослідження. Починати треба з оцінки особистості «репортера НЛО», та з визначення ступеню похибки, якої він може припуститися [2]. Неправильне або викривлене сприйняття розміру, форми та віддаленості предметів називається зоровими ілюзіями [10]. Природа ілюзій визначається суб'єктивними та об'єктивними причинами. До **суб'єктивних**

можна віднести такі причини, як установка, направленість, емоціональне відношення і т.д. Суб'єктивні причини зумовлені властивостями спостерігача, зокрема такими як вік, стать, професія, психофізіологічні особливості (гострота зору, розрізнення кольорів, окомір, реакції, емоційна стійкість) та стан на момент спостереження. **Об'єктивні** причини визначаються умовами спостереження (віддалі до об'єкту, погодні умови, час доби, місце розташування очевидця, рельєф) та властивостями самого об'єкту або явища, що спостерігається. До таких властивостей відносять просторово-кінематичні параметри, форму, колір, наявність джерел світла тощо.

У сприйнятті кутових розмірів ілюзії сприйняття проявляються у:

- намаганні візуальної системи збільшити при оцінці гострі кути та зменшити тупі
- завищенні кутового розміру при відновленні подій, якщо очевидець концентрував увагу на об'єкті, особливо якщо під час відновлення очевидець знаходиться у закритому приміщенні.

Іншим суттєвим аспектом уфологічного дослідження, про який слід згадати, є людський фактор у постаті самого дослідника. Відомо, що покази очевидця значною мірою залежать від формулювання питань в анкеті або під час інтерв'ю, їх побудови та послідовності, в якій вони задаються очевидцю. Експерименти з оптимального формулювання анкетних питань вже проведені для багатьох областей прикладної соціології. Для уфології мають бути проведені власні дослідження за аналогічними схемами.

Перейдемо до математичної моделі ототожнення. Нехай ми маємо множину апріорних даних $\tilde{A}_K \{\tilde{a}_i\}$, що описують параметри проявів певного явища або об'єкта дослідження. K - порядковий номер не ототожненого явища, що розглядається; $\{\tilde{a}_i\}$ - групи даних. Число параметрів проявів у кожній з груп розподілу довільне і скінчене:

$$\tilde{a}_1 \{\tilde{a}_{11}; \tilde{a}_{12}; \tilde{a}_{13}... \tilde{a}_{1\alpha_1}\}; \tilde{a}_2 \{\tilde{a}_{21}; \tilde{a}_{22}; \tilde{a}_{23}... \tilde{a}_{2\alpha_2}\}; a_3 \{a_{31}; a_{32}; a_{33}... a_{3\alpha_3}\}; ...; \tilde{a}_X \{\tilde{a}_{X1}; \tilde{a}_{X2}; \tilde{a}_{X3}... \tilde{a}_{X\alpha_X}\}.$$

Множина $\tilde{A}_K \{\tilde{a}_i\}$ отримана на основі «матриці» повідомлення, в якій містяться формалізовані вербалльні дані первинного повідомлення та анкетування, і у ній виокремлено дані, що містять прямі та опосередковані оцінки. Маються на увазі дані, які відповідають параметрам, за якими проводиться ототожнення, та дані, за якими ототожнення не проводиться, але які використовуються для обчислення потрібних. При розгляді чисельних даних компонентами груп $\{\tilde{a}_i\}$ є окремі значення, якщо дані представлені детерміновано або чітко визначені дослідником за достовірними джерелами. Але дані можуть бути також апріорі нечіткими внаслідок непевності людини-реєстратора у точному значенні параметру («швидкість вдвічі-втричі перевищувала швидкість літака», «кут до горизонту склав 20-30°» – оцінки на такий кшталт є практично у кожному повідомленні), а також похідні дані, визначені крізь них. Такі дані теж є носієм виду невизначеності [11], яка вимагає урахування. Тому компоненти $\{\tilde{a}_i\}$ можуть також бути представлені

інтервально: $\{\tilde{a}_i\} : [\tilde{a}_{i1}; \tilde{a}_{i\alpha_i}]$.

При дослідженні від множин виду $\tilde{A}_K \{\tilde{a}_i\}$ переходять до множин виду $A_K \{a_1; a_2; a_3; \dots; a_X\}$, які містять тільки ті дані, які необхідні для ототожнення.

Множина даних $G_N \{a_1; a_2; a_3; \dots; a_X\}$, $G_N \{a_{ij}\}$, що описує явище або об'єкт із параметрами, визначеними на основі багаторазових прямих спостережень, вимірювань, експериментів та інших достовірних даних є гіпотезою-множиною при розпізнаванні або ототожненні явища-множини $A_K \{a_{ij}\}$. Ототожнення здійснюється шляхом класифікації $A_K \{a_{ij}\}$ відносно множин виду $G_N \{a_{ij}\}$. Об'єднання сукупності множин $G = \bigcup_{N=1}^L G_N$ де L – кількість гіпотез, утворює основний масив порівняння. Застосованістьожної гіпотези характеризує функція належності множини $A_K \{a_{ij}\}$ множині $G_N \{a_{ij}\}$:

$$\mu_{G_N}(A_K) = P_N = \begin{cases} (A'_K > G'_N) \rightarrow (P_N = S'_N / G'_N), \\ (A'_K \leq G'_N) \rightarrow (P_N = S'_N / A'_K); \end{cases} \quad P_N = \begin{cases} (0,1], A_K \cap G_N = \overline{\emptyset}, \\ 0, A_K \cap G_N = \emptyset. \end{cases} \quad (1)$$

Число S'_N характеризує число параметрів проявів, що співпали у множині явища та гіпотези, визначене з відповідної множини $S'_N \{a'_{ij}\} = G_N \{a_{ij}\} \cap A_K \{a_{ij}\}$. По кожному параметру збіг або не збіг параметрів визначається бінарними змінними (тобто які приймають значення 0 і 1). A'_K та G'_N – числа параметрів проявів у множинах явища та гіпотези, визначені з відповідних множин $A'_K \{a'_{ij}\}$ та $G'_N \{a'_{ij}\}$, що також визначають бінарними змінними існування або не існування у множинах $A_K \{a_{ij}\}$ та $G_N \{a_{ij}\}$ відповідних параметрів.

Введемо похибки візуальних оцінок у вигляді вектору $\Delta \{\delta_1; \delta_2; \delta_3; \dots; \delta_X\}$, в якому кожен компонент $\{\delta_i\} = \{\delta_{i1} \times \delta_{i2} \times \dots \times \delta_{ik_j}\}$, де k_j – кількість факторів для різних видів вимірів, що впливають на точність візуальних оцінок. Для зручності обрахунків використовуватимемо коефіцієнти похибок (див. нижче).

Недоліком методу ототожнення в представленому вигляді є рівнозначність параметрів проявів у функції належності (1) при ототожненні. Інакше кажучи, по різному встановлені параметри мають однакову вагу при урахуванні, що не завжди відповідає дійсності. Таким чином, вагові коефіцієнти мають відображати міри довіри до даних, або ступінь надійності виміру. У даній роботі пропонується увести вагові коефіцієнти як вивідні від

$$\text{похибок: } W \begin{Bmatrix} w_1; \\ w_2; \\ \dots \\ w_X \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 1 \\ 1 \\ \dots \\ 1 \end{Bmatrix} - \Delta \{\delta_i\} = \begin{Bmatrix} 1 - \delta_1 \\ 1 - \delta_2 \\ \dots \\ 1 - \delta_X \end{Bmatrix}. \quad (2)$$

Справді, чим менш точно виміряний параметр, тим менше його можливість відігравати вирішальну роль у ототожненні. Вагові коефіцієнти можуть бути також встановлені директивно шляхом експертних оцінок або міркувань дослідника.

Тепер запишемо алгоритм, за яким має виконуватися уфологічне дослідження при урахуванні людського фактору:

1. Мобілізація даних первинного повідомлення та анкетування. Вербалльні дані формалізуються за обраною системою (складається «матриця» повідомлення).
2. Акумуляція апріорних даних у множині $\tilde{A}_K \{\tilde{a}_i\}$.
3. Складаються множини $\tilde{A}_{K_\pi} \{\tilde{a}_i\}$ усіх можливих варіацій апріорних даних, в т.ч. заданих нечітко (беруться граничні значення). $\pi \leq X^2$ – число множин варіацій.
4. В залежності від специфіки апріорних даних знаходяться та перемножуються компоненти вектора похибок $\Delta \{\delta_1; \delta_2; \delta_3; \dots; \delta_X\}$.
5. Знаходяться коефіцієнти похибок виду $\max(K_{\Delta i}) = 1 + \{\delta_i\}$, $\min(K_{\Delta i}) = 1 - \{\delta_i\}$.
6. Отримуємо множини варіацій з \max та \min значеннями апріорних даних за похибками, перемноживши $\max \tilde{A}_{K_\pi} = \{\tilde{a}_i \times \max(K_{\Delta i})\}$, $\min \tilde{A}_{K_\pi} = \{\tilde{a}_i \times \min(K_{\Delta i})\}$.
7. Для всіх множин варіацій апріорних даних за похибками знаходяться відповідні множини сукупностей $\max A_K \{a_{ij}\}$ та $\min A_K \{a_{ij}\}$ шляхом визначення параметрів, необхідних для ототожнення (шляхом тріангуляції та іншими методами).
8. Аналізується цільова атрибутика параметрів явища або об'єкту. Якщо вона однакова (наприклад для нерухомого об'єкту або явища $\max \{\text{кутовий розмір}\}$ при $\max \{\text{висота}\}$ означає і $\max \{\text{діаметральний розмір}\}$), складається \max план та \min план, розглядя яких зазвичай достатньо для суджень про ототожнення.
9. Якщо максимальний та мінімальний план у сукупностях $\max A_K \{a_{ij}\}$ та $\min A_K \{a_{ij}\}$ виражені неявно (нема множин, в яких всі значення будуть гранично великі та малі), ми маємо Парето-простір можливих розрахункових значень. В такому випадку розглядаються послідовно характерні плани, найбільш наближені до \min та \max (наприклад усі, в яких не граничним є усіх є лише один параметр, потім в яких два і т.д.).
10. Якщо цільова атрибутика параметрів не однакова, то за розрахункові плани беруться усі множини зі сукупностей $\max A_K \{a_{ij}\}$ та $\min A_K \{a_{ij}\}$.
11. Знаходяться множини $A'_K \{a'_{ij}\}$ та множини $G'_N \{a'_{ij}\}$ та $S'_N \{a'_{ij}\}$ для всіх N
12. Виписується множина вагових коефіцієнтів $W \{w_i\}$.
13. Знаходяться множини $A'_{KW} \{a'_{ij} \cdot w_i\}$, $G'_{NW} \{a'_{ij} \cdot w_i\}$ та $S'_{NW} \{a'_{ij} \cdot w_i\}$ та суми їх членів A'_{KW} , G'_{NW} та S'_{NW} .
14. Обчислюється застосовність (1): $P_N = \begin{cases} (A'_{KW} > G'_{NW}) \rightarrow (P_N = S'_{NW} / G'_{NW}), \\ (A'_{KW} \leq G'_{NW}) \rightarrow (P_N = S'_{NW} / A'_{KW}); \end{cases}$
15. Гіпотези рангуються за межовими рівнями застосовності (напр. «від 1 до 0,8» тощо).

16. Відхилення дослідником гіпотез, які не задовольняють параметрам, не врахованим у математичній моделі, а також тих гіпотез, які суперечать умовам спостереження та здоровому глузду.

17. Винесення висновків щодо ототожненості або не ототожненості явища або об'єкту за максимальною та мінімальною застосовністю гіпотез. Формування звіту.

Кількісні значення похибок, які мають використовуватися при обчисленні значень параметрів для планів ототожнення складають найбільше утруднення. окремі джерела наводять величини похибок в діапазонах 5-10% [5], 5-25% [12], але ці дані радше мають довідковий, аніж придатний до застосування у дослідженнях характер. При подальших дослідженнях обов'язково мають бути проведені експерименти з комбінуванням умов спостереження, властивостей об'єктів та психофізіологічних особливостей очевидців (за різними соціальними, віковими та іншими групами) для визначення значень похибок із забезпеченням статистичної репрезентативності вибірок та валідності результатів. Кінцевою метою є вироблення систематизованих даних щодо похибок та визначення особливостей та правил їх застосування у розрахунках.

Висновки. Таким чином людський фактор являє собою невід'ємну та складову кожного спостереження, де у якості реєстратора виступає людина-очевидець. Розклад людського фактору на систему похибок, які зміщують оцінки параметрів проявів дає можливість достатньо ефективно урахувати його вплив у прийнятій математичній моделі ототожнення явищ або об'єктів та підвищую адекватність результатів ототожнення реальним умовам.

Можна прогнозувати, що урахування усіх або навіть просто самих суттєвих з визначених складових людського фактору, а також збільшення числа параметрів порівняння при розрахунках буде утворювати такий великий Парето-простір можливих варіацій параметрів з якого важко буде зробити однозначні висновки щодо ототожнення об'єктів. Ця обставина підтверджується і експериментальними обрахунками. В той же час це зумовлює потребу вдосконалення математичного апарату шляхом введення та нормування імовірнісних складових, а також точної детермінації формалізованих факторів впливу, взаємопов'язаних та диференційованих в залежності від параметрів спостереження та особливостей людини-реєстратора. Безумовно, це потребує широких експериментальних досліджень та являє собою значний фронт подальшої роботи.

Бібліографічний список

- [1] Schuessler J., Detection and Identification of UFOs Using Existing Technology. Mutual UFO Network, Inc. – U.S., Morrison, 2000;
- [2] Hynek, Allen, The UFO Experience: A Scientific Inquiry – Marlowe & Co ,U.S., 1999 - 276 р.;

- [3] Білик А.С. Проблематика ототожнення аномальних явищ і шляхи її вирішення/ Доповіді на Круглому Столі «Феномени Артефактів» , – Київ, 2004 (на правах рукопису);
- [4] Огородников Б.И., Кирчо А.Н., Крохин Л.А., Подготовка спортсменов-ориентировщиков М.: "Физкультура и спорт", 1978.
- [5] Говорухин А. М., и др. Справочник офицера по военной топографии, 3 изд., М., 1968.
- [6] Методические рекомендации по организации изучения аномальных явлений в окружающей среде – М.: Комиссия по АЯ в окружающей среде Комитета по проблемам охраны окружающей природной среды СНИО ВЦСПС, 1988, – С.32;
- [7] Мак Кэмпбелл Дж. Новые взгляды на проблему НЛО с точки зрения науки и здравого смысла – Джеймс Компани, Белмонт, США, 1973 -92 с.;
- [8] Білик А.С., Порівняння масивів якісних даних на прикладі не ототожнених явищ //Зб. наук. праць IV Міжн. наук. конф. „Політ”, – К.: НАУ, 2004, вип.4, С.103-106;
- [9] Білик А.С. Аналіз ієрархічно структурованих інформаційних масивів в умовах невизначеності.// Зб. наук. праць міжн. наук. конф. „Політ-2005”, – Київ, НАУ,2005, вип.5, С.63-66;
- [10]Артамонов И.Д. Иллюзии зрения. М., 1961
- [11]Многокритериальные системы при неопределенности и их приложения: межвуз. сб. науч. тр.– Челябинск, 1988. – С.6
- [12]Журнал "Военный вестник" //№ 23 за декабрь М.: 1945 г.;

СТРУКТУРА УПРАВЛЯЕМЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПО
КРИТЕРИЮ МОДУЛЬНОЙ ИНВАРИАНТНОСТИ.

Е.С. Щербина.

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт»

г. Киев, Украина

STRUCTURE OF THE CONTROL DINAMIC SYSTEMS ON THE CRITERION
OF MODULE INVARIANS.

Y. Shcherbyna

NationalmTehnical University of Ukrein

“Kiev Politechnial institute”

Объектом рассмотрения является все пространство управляемых динамических систем . Это пространство разбивается на классы эквивалентности этих систем по отношению к обордантности в классифицирующих группах. Классы систем классифицируются по коразмерности образующих их многообразий. Это позволяет свести рассмотрение задач в классах систем на категориях составных многообразий.

Показано, что классы коразмерности нуль являются открытыми множествами в пространстве систем M . В выделенном классе систем $m \in M$ существуют подмножества инвариантных систем различных типов, а для каждой системы $m \in M$ из общего класса систем M представляется возможным выделить целое семейство систем с теми же свойствами инвариантности, что и у исходной системы m . Вводится определение модулярной инвариантности.

Дополнительно получается семейство систем, трансверсальных к первому семейству в точке $m \in M$. Это второе семейство описывает и дает критериальный признак структурной устойчивости по критерию модулярной инвариантности семейства инвариантных систем в окрестности точки $m \in M$.

УДК 531.55:521.2

БЫСТРОЕ ДВИЖЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИ СИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА
ПОД ДЕЙСТВИЕМ МОМЕНТА СИЛ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ В
СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ.

Д.Д. Лещенко, А.Л. Рачинская

Одесская государственная академия строительства и архитектуры

г. Одесса, Украина

leshchenko_d@ukr.net, rachinskaya@onu.edu.ua

FAST ROTATION OF DYNAMICALLY SYMMETRIC SATELLITE UNDER
THE ACTION OF LIGHT PRESSURE TORQUE IN A RESISTIVE MEDIUM.

D.D. Leshchenko, A.L. Rachinskaya

Odessa State Academy of Civil Engineering and Architecture

Рассмотрим движение динамически симметричного спутника относительно центра масс с учетом моментов сил светового давления и сопротивления. Вращательное движение изучается в рамках модели динамики твердого тела, центр масс которого движется по эллиптической орбите вокруг Солнца. Задачи динамики, обобщенные и осложненные учетом различных возмущающих факторов, и в настоящее время остаются достаточно актуальными. Исследованию вращательных движений тел относительно неподвижной точки под действием возмущающих моментов сил различной природы (гравитационных, аэродинамических, светового давления и др.), близкому к приводимому ниже, посвящены работы [1-10].

Для решения задачи введем три декартовые системы координат, начало которых совместим с центром инерции спутника [1,2]. Система координат $Ox_i (i = 1,2,3)$ движется поступательно по орбите Солнца вместе со спутником: ось Ox_1 параллельна радиус-вектору орбиты в ее перигелии, ось Ox_2 – вектору скорости центра масс спутника в перигелии, ось Ox_3 – нормали к плоскости орбиты. Система координат $Oy_i (i = 1,2,3)$ связана со спутником и ориентирована по вектору кинетического момента \mathbf{G} . Ось Oy_3 направлена по вектору кинетического момента \mathbf{G} , ось Oy_2 лежит в плоскости орбиты (т.е. в плоскости Ox_1x_2), ось Oy_1 лежит в плоскости Ox_3y_3 и направлена так, что векторы y_1, y_2, y_3 образуют правую тройку [1-3]. Оси системы координат $Oz_i (i = 1,2,3)$ связаны с главными центральными осями инерции твердого тела. Положение главных центральных осей инерции относительно осей Oy_i определим углами Эйлера. При этом направляющие косинусы α_{ij} осей z_i относительно системы Oy_i выражаются через углы Эйлера φ, ψ, θ по известным формулам [1]. Положение вектора кинетического момента \mathbf{G} относительно его центра масс в системе

координат Ox_i определяются углами λ и δ , как показано в [1-3].

Уравнения движения тела относительно центра масс запишем в форме [3]

$$\begin{aligned} \frac{dG}{dt} &= L_3, \quad \frac{d\delta}{dt} = \frac{L_1}{G}, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{L_2}{G \sin \delta}, \quad \frac{d\theta}{dt} = \frac{L_2 \cos \psi - L_1 \sin \psi}{G} \\ \frac{d\varphi}{dt} &= G \cos \theta \left(\frac{1}{A_3} - \frac{1}{A_1} \right) + \frac{L_1 \cos \psi + L_2 \sin \psi}{G \sin \theta} \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{G}{A_1} - \frac{L_1 \cos \psi + L_2 \sin \psi}{G} \operatorname{ctg} \theta - \frac{L_2}{G} \operatorname{ctg} \delta \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь L_i - моменты внешних сил относительно осей Oy_i , G – величина кинетического момента, $A_i (i=1,2,3)$ – главные центральные моменты инерции относительно осей Oz_i , $A_1 = A_2 \neq A_3$.

Проекции L_i момента внешних сил складываются из момента сил светового давления L^c и момента сил внешнего сопротивления L^r .

Допустим, что поверхность космического аппарата представляет собой поверхность вращения, причем единичный орт оси симметрии \mathbf{k} направлен вдоль оси Oz_3 . Как показано в [1,6], в этом случае для момента сил светового давления, действующего на спутник, имеет место формула

$$\mathbf{L}^c = \left(a_c(\varepsilon_s) R_0^2 / R^2 \right), \quad a_c(\varepsilon_s) \frac{R_0^2}{R^2} = p_c S(\varepsilon_s) Z_0^l(\varepsilon_s), \quad p_c = \frac{E_0}{c} \left(\frac{R_0}{R} \right)^2 \quad (2)$$

Здесь \mathbf{e}_r - единичный вектор по направлению радиус-вектора орбиты; ε_s - угол между направлениями \mathbf{e}_r и \mathbf{k} так, что $|\mathbf{e}_r \times \mathbf{k}| = \sin \varepsilon_s$; R - текущее расстояние от центра Солнца до центра масс спутника; R_0 - фиксированное значение R , например, в начальный момент времени; $a_c(\varepsilon_s)$ - коэффициент момента сил светового давления, определяемый свойствами поверхности; S - площадь «тени» на плоскости, нормальной к потоку; Z_0^l - расстояние от центра масс до центра давления; p_c - величина светового давления на расстоянии R от центра Солнца; c - скорость света; E_0 - величина потока энергии светового давления на расстоянии R_0 от центра Солнца.

Рассматривается динамически симметричный спутник в предположении, что угловая скорость ω движения спутника относительно центра масс существенно больше угловой скорости орбитального движения ω_0 , т.е. $\varepsilon = \omega_0 / \omega \sim A_1 \omega_0 / G \ll 1$.

Полагаем [1] $a_c = a_c(\cos \varepsilon_s)$ и аппроксимируем ее полиномами по степеням $\cos \varepsilon_s$. Представим функцию $a_c(\cos \varepsilon_s)$ в виде $a_c = a_0 + a_1 \cos \varepsilon_s + \dots$

Далее рассмотрим только второй член разложения. Предположим также, что $a_1 \sim \varepsilon$.

В работе предполагается, что момент сопротивления \mathbf{L}' может быть

представлен в виде $\mathbf{L}' = I\omega$, где тензор I имеет постоянные компоненты I_{ij} в системе Oz_i , связанной с телом [1,5]. Сопротивление среды предполагаем слабым порядка малости ε^2 : $\|I\|/G_0 \sim \varepsilon^2 \ll 1$, где $\|I\|$ - норма матрицы коэффициентов сопротивления, G_0 - кинетический момент спутника в начальный момент времени.

Центр масс спутника движется по кеплеровскому эллипсу с эксцентриситетом e и периодом обращения Q . Зависимость истинной аномалии v от времени t дается соотношением

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\omega_0(1+e\cos v)^2}{(1-e^2)^{3/2}}, \quad \omega_0 = \frac{2\pi}{Q} \quad (3)$$

Исследуем решение системы (1) – (3) при малом ε на большом промежутке времени $t \sim \varepsilon^{-2}$. Для решения задачи будем применять метод усреднения [11].

В случае невозмущенного движения Эйлера-Пуансо, когда эллипсоид инерции является эллипсоидом вращения, интегрирование уравнений движения для φ, ψ, θ доводится до конца в элементарных функциях. Имеем, что φ, ψ являются линейными функциями, а угол θ - величина постоянная. Для возмущенного движения углы φ, ψ являются быстрыми переменными, а угол θ - медленной. Проводим усреднение системы уравнений для медленных переменных $G, \lambda, \delta, \theta$ по быстрым переменным: сначала по ψ , а затем по φ .

После усреднения по быстрым переменным φ, ψ имеем уравнения в безразмерных величинах

$$\begin{aligned} \frac{dG^l}{dt^l} &= -\varepsilon^2 G^l \left[\frac{\sin^2 \theta}{2A_l^l} (I_{11}^l + I_{22}^l) + \frac{I_{33}^l}{A_3^l} \cos^2 \theta \right], \\ \frac{d\theta}{dt^l} &= \varepsilon^2 \left[-\frac{I_{11}^l + I_{22}^l}{2A_l^l} + \frac{I_{33}^l}{A_3^l} \right] \sin \theta \cos \theta, \\ \frac{d\delta}{dt^l} &= -\frac{\Gamma(1+e\cos v)^2}{2G^l(1-e^2)^2} \varepsilon^2 \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta \right) \sin \delta \sin 2(\lambda - v) \\ \frac{d\lambda}{dt^l} &= -\frac{\Gamma(1+e\cos v)^2}{G^l(1-e^2)^2} \varepsilon^2 \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta \right) \cos \delta \cos^2 (\lambda - v) \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь безразмерные величины определяются равенствами

$$t^l = \Omega_0 t, \quad G^l = \frac{G}{G_0}, \quad A_i^l = \frac{A_i \Omega_0}{G_0}, \quad \frac{I_{ii}}{G_0} = \varepsilon^2 I_{ii}^l, \quad \Omega_0 - \text{угловая скорость движения спутника}$$

относительно центра масс в начальный момент времени.

Введено обозначение $\Gamma = \frac{a_1 R_0^2 \Omega_0}{G_0 \mu^{2/3} \omega_0^{2/3}}$, где μ - гравитационная постоянная.

Назовем величину Γ приведенным коэффициентом момента сил светового давления.

Последние два уравнения (4) и уравнение (3) могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned}\dot{\delta} &= \varepsilon^2 \Delta(v, \delta, \lambda), \quad \dot{\lambda} = \varepsilon^2 \Lambda(v, \delta, \lambda) \\ \dot{v} &= \frac{\varepsilon}{h(e)} (1 + e \cos v)^2, \quad h(e) = (1 - e^2)^{3/2}\end{aligned}\quad (5)$$

где Δ, Λ -коэффициенты в правых частях последних двух уравнений (4). Из системы (5) видно, что δ, λ - медленные переменные, а v - полумедленная.

Применяем модифицированный метод усреднения [12] и имеем:

$$\dot{\delta} = 0, \quad \dot{\lambda} = -\varepsilon^2 \frac{\Gamma \cos \delta}{2G(1-e^2)^{1/2}} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta \right) \quad (6)$$

Интегрирование системы (6) и первых двух уравнений системы (4) проводилось в медленном времени $\tau = \varepsilon^2 t^1$ при начальных условиях $G(0)=1$; $\delta(0)=\pi/4 \text{ rad}$; $\lambda(0)=\pi/4 \text{ rad}$ и значениях главных центральных моментов инерции тела $A_1^1 = 4.175$; $A_3^1 = 1.67$. Численный расчет выполнялся для различных видов орбит с эксцентриситетом: $e = 0$ - круговая орбита; $e = 0.04473$ - 1-й советский спутник; $e = 0.0487$ - 3-й советский спутник; $e = 0.421$ - сильно эллиптическая орбита [1], а также при различных начальных значениях угла нутации $\theta(0)=\pi/6 \text{ rad}$ или $\theta(0)=\pi/3 \text{ rad}$. Для коэффициентов сопротивления рассматривались два возможных варианта: $I_{11}^1 = 2.322$; $I_{22}^1 = 1.31$; $I_{33}^1 = 1.425$ и $I_{11}^1 = 2.0$; $I_{22}^1 = 1.0$; $I_{33}^1 = 0.5$. В первом случае величина в квадратных скобках второго уравнения системы (4) будет положительной, а во втором случае – отрицательной. Величина коэффициента момента сил светового давления $a_{1c} = 10^{-5} \text{ Hm}$, гравитационная постоянная $\mu = 1.37 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$.

Интегрируя второе уравнение системы (4) для угла прецессии в медленном времени τ , получим:

$$tg\theta = tg\theta_0 \exp \left[\left(-\frac{I_{11}^1 + I_{22}^1}{2A_1^1} + \frac{I_{33}^1}{A_3^1} \right) \tau \right], \quad (7)$$

здесь θ_0 - начальное значение угла прецессии.

Учитывая равенство (7), можно получить аналитическое решение для первого уравнения системы (4) в явном виде в медленном времени τ :

$$G^1 = \cos \theta_0 \exp \left(-\frac{I_{33}^1}{A_3^1} \tau \right) \sqrt{1 + tg^2 \theta_0 \exp \left(2 \left(-\frac{I_{11}^1 + I_{22}^1}{2A_1^1} + \frac{I_{33}^1}{A_3^1} \right) \tau \right)} \quad (8)$$

Для проверки корректности численного расчета уравнений системы (4) производился сравнительный анализ графиков численного и аналитического расчетов в безразмерном виде для кинетического момента G и угла нутации θ , для которых известны аналитические решения (7) и (8). Численный расчет совпадает с аналитическим решением в обоих случаях с точностью до шестого знака. Графики приведены на рис.1,2 в двух возможных расчетных случаях коэффициентов сопротивления, где 1-первая комбинация коэффициентов I_{ii}^1 , а 2- вторая. Рисунки соответствует начальному условию $\theta(0)=\pi/6 \text{ rad}$.

Подставляя (7) и (8) в последнее уравнение системы (6) имеем автономное дифференциальное уравнение для угла λ , которое можно решить только численно независимо от системы (4)

$$\frac{d\lambda}{d\tau} = -\frac{\Gamma \cos \delta (1 - 0.5 \operatorname{tg}^2 \theta_0 e^{2k\tau}) e^{\beta\tau}}{2 \cos \theta_0 (1 - e^2)^{1/2} (1 + \operatorname{tg}^2 \theta_0 e^{2k\tau})^{3/2}}$$

где $k = -\frac{I_{11}^| + I_{22}^|}{2A_1^|} + \frac{I_{33}^|}{A_3^|}$, $\beta = \frac{I_{33}^|}{A_3^|}$. (9)

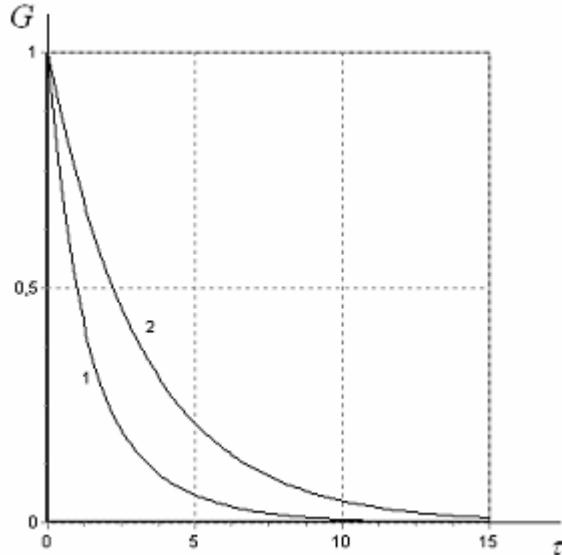


Рисунок 1.

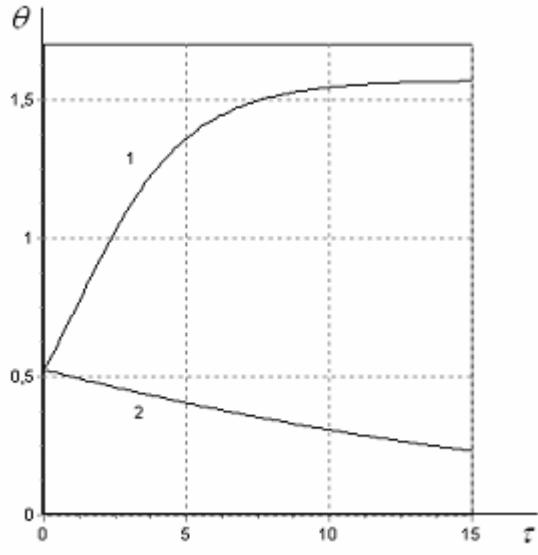


Рисунок 2.

Сравнивались графики функции угла λ для случая решения системы дифференциальных уравнений (4), (6) и решения автономного уравнения (9) в обоих расчетных случаях. Решения совпадают с точностью до шестого знака.

На рисунках 3,4 приведены графики изменения угла λ в двух расчетных случаях коэффициентов сопротивления $I_{ii}^|$; рис. 3 соответствует первому случаю, а рис. 4 - второму, причем в каждом случае расчет производился для различных видов траекторий. Видно, что при увеличении эксцентриситета орбиты функции угла λ имеют больший градиент (кривые с индексом a соответствуют круговой орбите $e=0$, а с индексом b - сильно эллиптической орбите $e=0.421$). Кривые 1 соответствуют начальному значению угла нутации $\theta(0)=\pi/6$ rad, а кривые 2 - $\theta(0)=\pi/3$ rad. На рисунках видно, что кривые 1 и 2 имеют различный характер: кривые 1 являются монотонными, а кривые 2 имеют промежутки возрастания и убывания. Это объясняется различным видом функции угла θ (рис. 2). В первом расчетном случае коэффициентов $I_{ii}^|$ угол θ увеличивается от 30 градусов до 90 градусов, а во втором случае - угол θ уменьшается, оставаясь при этом положительной величиной.

Рассмотрим второе уравнение системы (6) для функции угла λ . Правая часть уравнения является знакопеременной функцией и зависит от знака

выражения $\left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta\right)$. При значениях угла $\theta \in [0; \approx 54.74^\circ]$ это выражение является положительным. Поэтому во втором расчетном случае при $\theta(0) = \pi/6 \text{ rad}$ выражение $\left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta\right)$ остается положительным на всем интервале времени (кривая 2 рис. 2), а значит функция λ , согласно второму уравнению системы (6) является монотонно убывающей (кривые 1а и 1б рис.4). В первом расчетном случае угол θ увеличивается (кривая 1 рис.2) и проходит критическое значение 54.74° , поэтому знак выражения меняется, а функция угла λ имеет соответствующие промежутки возрастания и убывания (кривые 1а и 1б рис.3).

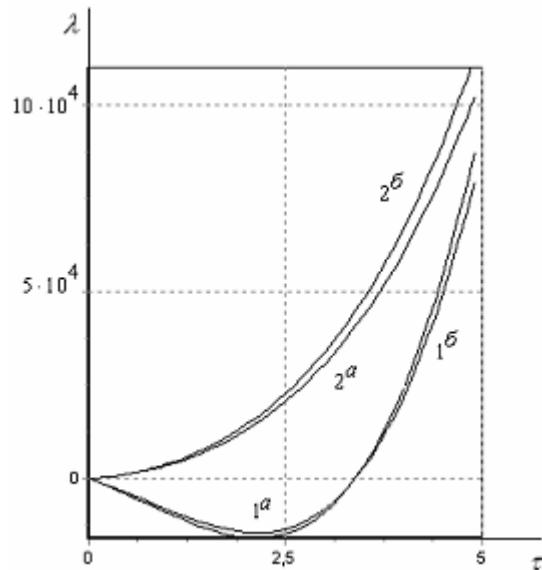


Рисунок 3.

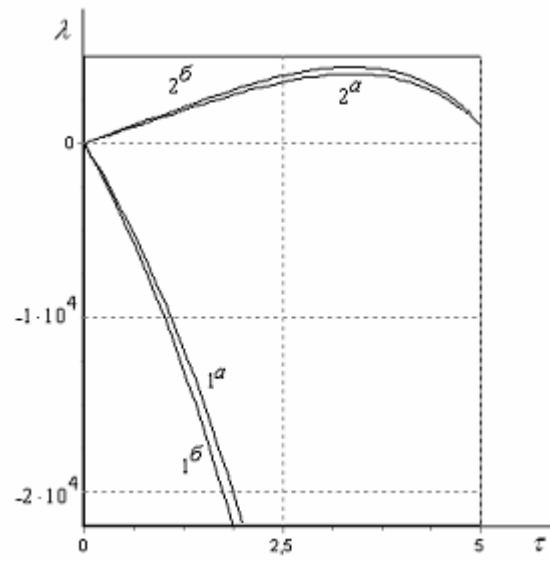


Рисунок 4.

Таким образом, исследовано быстрое движение динамически симметричного спутника под действием момента сил светового давления в среде с сопротивлением.

Библиографический список

- [1] Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс.-М.: Наука, 1965. - 416 с.
- [2] Черноусько Ф.Л. О движении спутника относительно центра масс под действием гравитационных моментов // Прикл. математика и механика.-1963.- 27, вып.3.- С. 474 – 483.
- [3] Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле.-М.: Изд-во МГУ, 1975.-308 с.
- [4] Белецкий В.В, Яншин А.М. Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников.-Киев: Наук. думка, 1984.-188 с.
- [5] Акуленко Л.Д., Лещенко Д.Д., Черноусько Ф.Л. Быстрое движение вокруг неподвижной точки тяжелого твердого тела в

- сопротивляющейся среде // Изв. АН СССР. Механика твердого тела.- 1982.- №3.- С. 5-13.
- [6] Карымов А.А. Устойчивость вращательного движения геометрически симметричного искусственного спутника Солнца в поле сил светового давления // ПММ. 1964. Т.28. Вып. 5. С. 923-930.
 - [7] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом: проблемы и перспективы. М.: Наука, 1986. 304с.
 - [8] Лещенко Д.Д., Шамаев А.С. О движении спутника относительно центра масс под действием моментов сил светового давления //Изв. АН СССР. МТТ. 1985. №1. С. 14-21.
 - [9] Лещенко Д.Д. Эволюция вращений трехосного тела под действием момента сил светового давления // Изв. РАН. МТТ. 1997. №6. С.17-26.
 - [10] Акуленко Л.Д., Лещенко Д.Д., Суксова С.Г., Тимошенко И.А. Эволюция вращений трехосного спутника, близкого к динамически-сферическому, под действием гравитационных и световых моментов // Изв. РАН. МТТ. 2006. №4. С.97-107.
 - [11] Волосов В.М., Моргунов Б.И. Метод осреднения в теории нелинейных колебательных систем. – М.: Изд-во МГУ, 1971. 507 с.
 - [12] Акуленко Л.Д. Схемы усреднения высших степеней в системах с медленной и быстрой фазами // ПММ. 2002. Т. 66. Вып.2. С. 165-176

Секція 2. Чутливі елементи систем навігації і керування **рухомими об'єктами**

УДК 621.375

ИССЛЕДОВАНИЕ НИЗКОЧАСТОТНОГО СПЕКТРА РЕЗОНАТОРОВ КОРИОЛИСОВА ВИБРАЦИОННОГО ГИРОСКОПА

Т.О. Бакалор, П.М. Бондарь

Национальный Технический Университет Украины
“Киевский политехнический институт”,
г. Киев, Украина.
baktim@bigmir.net, pbon43@mail.ru

RESEARCH OF A LOW-FREQUENCY SPECTRUM OF RESONATORS CORIOLIS VIBRATING GYROSCOPE

T.O.Bakalor, P.M.Bondar

National Technical University of Ukraine “Kiev polytechnic institute”,
Kiev, Ukraine.

Введение

Развитие волновых инерциальных датчиков средней точности становится все более востребованным в наше время. Волновые твердотельные гироскопы (ВТГ), к классу которых можно причислить и КВГ, находят все более широкое применение в области инерциальной датчиковой аппаратуры, навигационного приборостроения, инклинометрии, и т.д.

При проектировании КВГ большое внимание уделяется виброзащите конструкции, что в первую очередь зависит от разнесения собственных частот элементов конструкции и частоты рабочей моды колебаний чувствительного элемента.

Эту задачу целесообразно решать, используя численные методы исследований, поскольку использование аналитических методов позволяет только, с определенными допущениями, исследовать отдельные элементы конструкции, а не прибора в целом [1]. В литературе недостаточно освещены вопросы численного моделирования методом конечных элементов (МКЭ) приборов данного класса в целом. Поэтому актуальным является исследование динамических свойств конструкции с учетом реальных геометрических особенностей КВГ при помощи МКЭ.

Постановка задачи

Сопоставление результатов численного и натурного экспериментов для подтверждения адекватности разработанной математической модели.

Конструкция КВГ

Чувствительный элемент (ЧЭ) КВГ (рис. 1) выполнен в виде металлической оболочки цилиндрической формы.



Рисунок 1. Общий вид резонатора КВГ

На дне цилиндра, жестко защемленного в центре, расположена пьезокерамическая система позиционного возбуждения и съема информации. Резонирующий ЧЭ совершают колебания на второй моде цилиндрической оболочки. ЧЭ посредством резьбового соединения присоединен к крепежной ножке, установленной на основании, на которое, в свою очередь, крепится колпак прибора для обеспечения заданных условий герметичности. Подвод питающего напряжения к системе возбуждения осуществляется через гермоводы, вмонтированные в основание прибора. Т.о. КВГ конструктивно представляет собой многомассовую систему, имеющую ряд собственных частот.

Математическая модель.

Общее число основных сборочных единиц, которые были учтены при моделировании, составило пять деталей. Для расчета собственных частот была создана объемная твердотельная модель каждой детали, а затем и всего прибора (рис. 2). Для создания математической модели и дальнейших численных исследований применялись пакеты программ, реализующие метод конечных

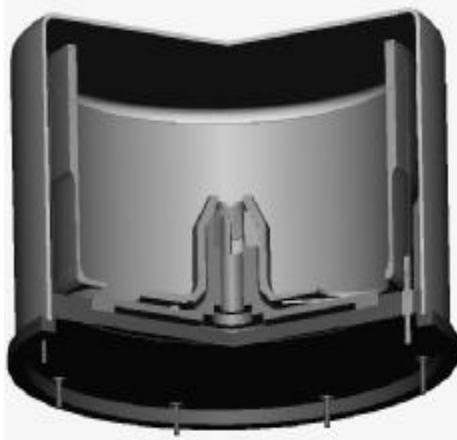


Рисунок 2. Общий вид КВГ

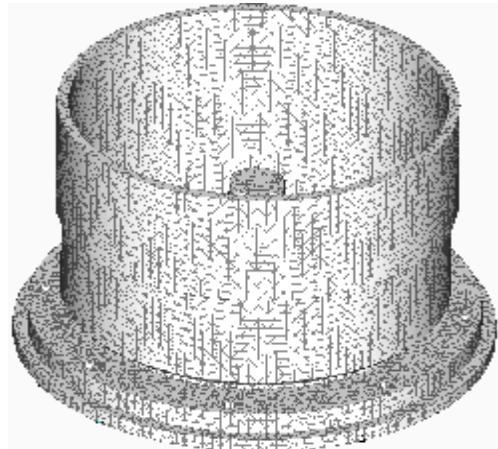


Рисунок 3. Конечноэлементная модель КВГ

элементов (МКЭ).

Геометрические размеры модели были получены путем обмера реальных деталей прибора, используемого в дальнейшем при эксперименте.

Конечно элементная модель (рис. 3) создавалась с максимальным приближением к реальной конструкции, учитывая такие особенности как фаски, округления и т.п. При моделировании использовались тетраэдальные 10-ти узловые конечные элементы (КЭ) с квадратичной аппроксимацией ребер. Общее число КЭ составило 64950, узлов – 127101.

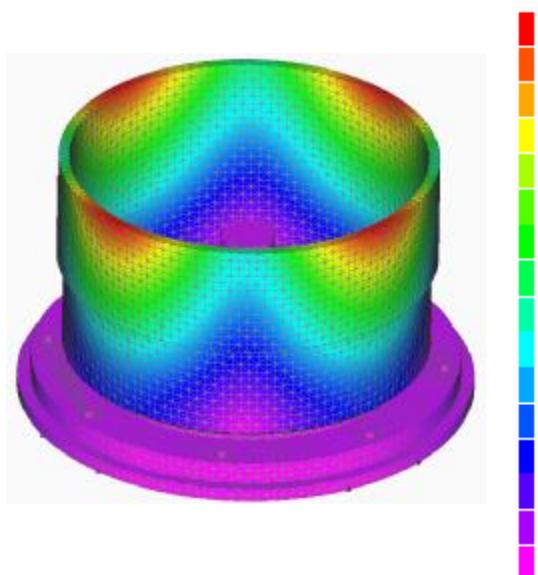


Рисунок 4. Результаты моделирования
в виде контурных данных

В результате расчета получены значения собственных частот основных мод колебаний элементов конструкции, для низших форм колебаний резонатора. Результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1. Собственные частоты элементов КВГ

№ моды п.п.	Частота, Гц			
	Резонатор	Колпак	Ножка	Основание
1	408.2492	1883.549	6200.415	5832.039
2	408.501	3903.739	9521.164	11333.57
3	780.6728	3904.242	9526.592	11349.62
4	1999.541	6390.451	32232.57	19925.12
5	2000.893	6406.566	32246.64	19940.3
6	2349.893	7356.309	32434.61	20745.58
7	5207.117	9327.961	32461.5	30043.78
8	5207.885	9330.536	32611.52	30051.15
9	5818.107	9754.092	40080.96	30599.8
10	5823.371	9766.324	40089.38	30608

В качестве примера на рис. 4 показана вторая рабочая форма колебаний резонатора (см. таблицу 1, номер ортогональных мод резонатора 4 и 5).

Эксперимент.

Экспериментальные исследования проводились на экспериментальном образце прибора [2]. Схема экспериментальной установки показана на рис. 5.

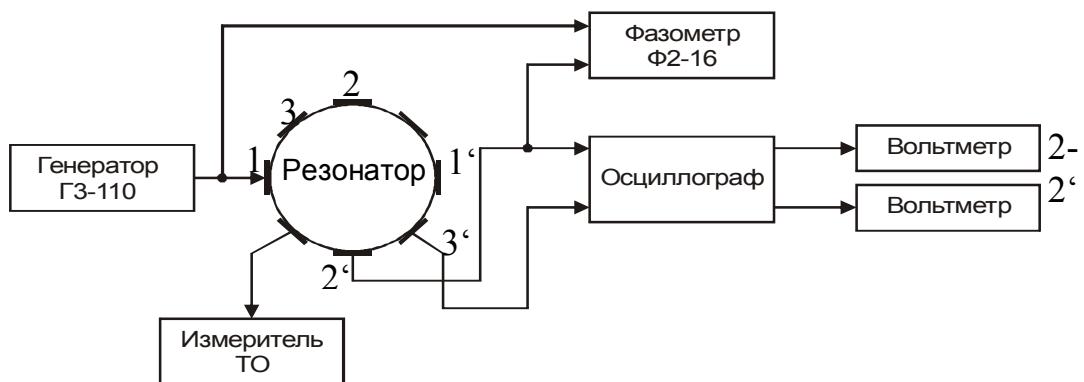


Рисунок 5. Схема экспериментальной установки

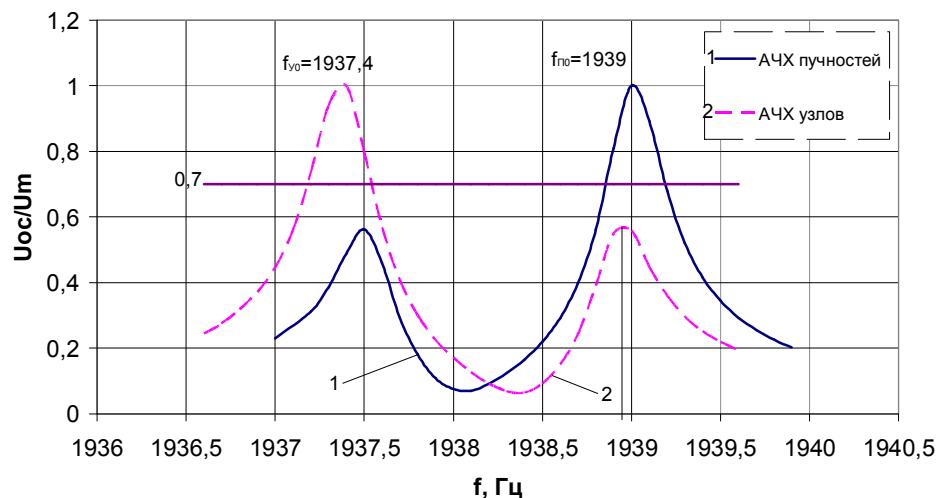
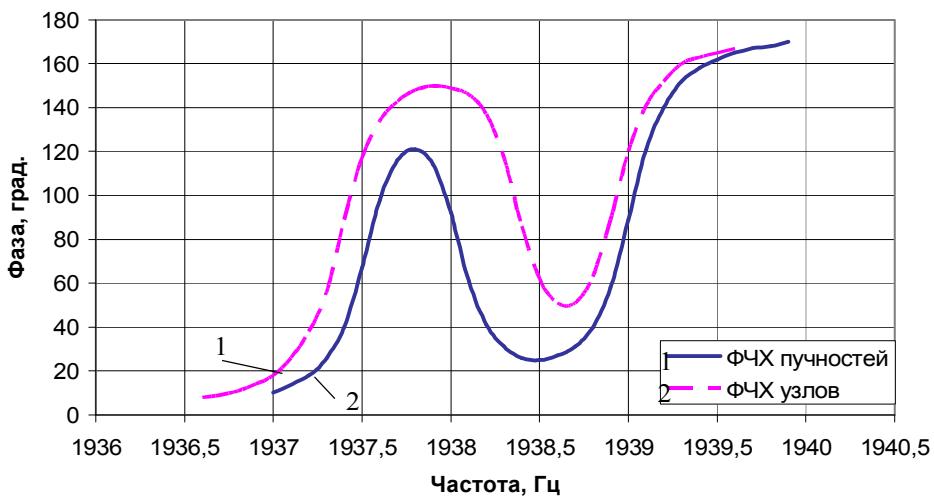


Рисунок 6. АЧХ, ФЧХ



Возбуждение колебаний осуществлялось следующим образом: с задающего генератора поступал периодический электрический сигнал на определенной частоте на пьезоэлементы системы возбуждения резонатора расположенные вдоль оси 1-1'. В результате обратного пьезоэффекта происходили изгибные колебания дна и как следствие колебания цилиндрической части резонатора на второй рабочей mode. Съем информации для повышения достоверности проводился при помощи пьезоэлементов расположенных как по осям пучностей 2-2' так и узлов 3-3'. Электрические

потенциалы, сформированные в результате прямого пьезоэффекта, поступали на осциллограф и фазометр, с осциллографа на вольтметры. Для определения разности фаз на фазометр подавался опорный сигнал с задающего генератора. Для контроля уровня нагрева датчика, в целях чистоты эксперимента, использовался измеритель температуры (измеритель ТО – измеритель температуры объекта исследования).

Данные снятые с вольтметров и фазометра в районе собственной частоты резонатора представлены на рисунке 6 в виде АЧХ и ФЧХ соответственно. Как видно из рис. 6, АЧХ имеет два пика с преобладающей по амплитуде резонанса частотой $f_{\text{п}0}$, дополнительной - $f_{\text{п}1}$ для пучностей и $f_{\text{у}0}$, $f_{\text{у}1}$ для узлов соответственно. Разночастотность обусловлена не идеальностью геометрических размеров и формы резонатора.

для получения откликов остальных элементов конструкции Диапазон изменения частоты сигнала задающего генератора выбирался в пределах 100-12000 Гц. При этом предполагалось, что из за не идеальности сборки чувствительного элемента, а также в силу инерционных свойств его элементов возбуждались колебания на порциальных частотах КВГ. Принятая методика регистрации дает не достаточно точные результаты, поэтому для определения частот колебаний других элементов желательно использовать альтернативные методы съема, например акустические.

Выводы

Как следует из сравнения результатов натурного эксперимента (рис. 6, 7) и численного моделирования (данных таблицы 1 по второй моде) расхождение в частотах второй моды колебаний не превышает 3 %, что подтверждает адекватность разработанной модели.

Из таблицы 1 очевидно, что рабочая мода резонатора № 5, 6 и мембранные колебания колпака № 1 достаточно близки. Это обстоятельство требует дальнейшей математической оптимизации параметров конструкции с целью разнесения резонансных частот элементов конструкции КВГ.

Библиографический список

- [1] Лунин Б.С., Шаталов М.Ю. Исследование низкочастотного спектра полусферических резонаторов вибрационных гироскопов // Гироскопия и навигация. – 2000. – №1 (28). – С 235-243.
- [2] Чиковани В.В., Яценко Ю.А., Коваленко В.А. Результаты испытаний первой партии кориолисовых вибрационных гироскопов и анализ их характеристик// Гироскопия и навигация. – 2003. – № 2 (41). – С 32-38.
- [3] Чиковани В.В., Яценко Ю.А, Коваленко В.А. Кориолисовый вибрационный гироскоп. Перспективы применения// Материалы V международной научно – технической конференции Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно–космической техники, Киев, 2005.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ
ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПРЯМОГО ИЗМЕРЕНИЯ
Т.В.Балабанова

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, Украина

Объектом исследования является датчик угловой скорости (ДУС) прямого измерения с упругим подвесом. Исследуемый ДУС (рис.1) представляет собой содержащий гиромотор подвижный узел 1, заключенный в упругом подвесе 2. Главный вектор кинетического момента гиромотора имеет направление вдоль координатной оси Ox_0 . Рабочая ось упругого подвеса совпадает с координатной осью Oz_0 . Для успокоения колебаний подвижного узла относительно рабочей оси подвеса служит демпфер 3. Рассматриваемый ДУС служит для измерения проекции переносной угловой скорости основания на координатную ось Oy_0 .

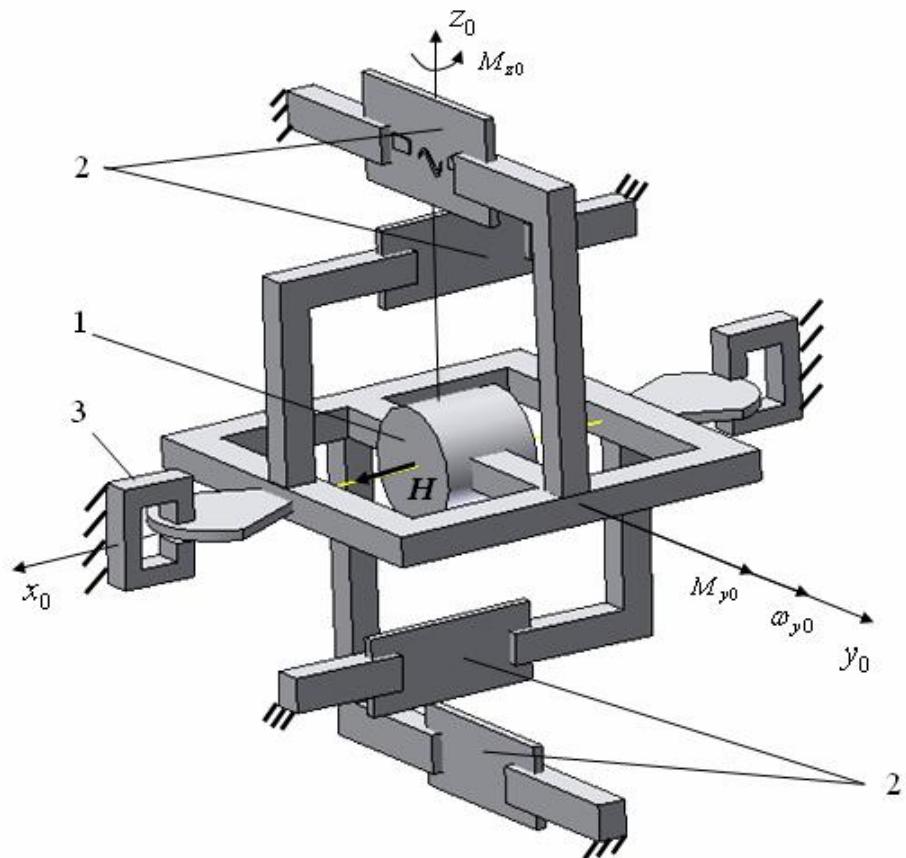


Рисунок 1. Схема ДУС прямого измерения

Особенностью рассматриваемого ДУС является измерение полезной информации по деформации чувствительного элемента - одного из упругих элементов подвеса. При этом деформация чувствительного элемента измеряется с помощью датчиков, расположенных на его поверхности. В качестве таких датчиков могут быть использованы, например, датчики на поверхностно-акустических волнах или тензорезисторы. Эти датчики, расположенные с обеих сторон чувствительного элемента, дают возможность организовать съем сигнала по дифференциальной схеме.

Проведем расчет обобщенных сил, действующих на чувствительный элемент упругого подвеса. ДУС.

Не нарушая общности задачи, полагаем, что главные центральные оси инерции подвижного узла ДУС совпадают с соответствующими осями базовой системы координат $Ox_0y_0z_0$. В базовой системе координат $Ox_0y_0z_0$ в самом общем виде матрица жесткости упругого подвеса может быть представлена следующим образом:

$$C_{\{0\}} = [c_{kl}], \quad (1)$$

где c_{kl} ($k, l = \overline{1, 6}$) - коэффициенты жесткости упругого подвеса в соответствующих направлениях.

Вектор обобщенных перемещений подвижного узла имеет следующий вид:

$$q_{\{0\}} = [u_{x0} \ u_{y0} \ u_{z0} \ \vartheta_{x0} \ \vartheta_{y0} \ \vartheta_{z0}]^T, \quad (2)$$

где u_{x0}, u_{y0}, u_{z0} - проекции на соответствующие оси базовой системы координат $Ox_0y_0z_0$ линейного перемещения центра масс подвижного узла ДУС; $\vartheta_{x0}, \vartheta_{y0}, \vartheta_{z0}$ - проекции на соответствующие оси базовой системы координат $Ox_0y_0z_0$ углового перемещения подвижного узла ДУС.

Матричное уравнение равновесия, описывающее закон противодействия в ДУС упругих сил подвеса всем обобщенным силам неупругой природы, обуславливающим упругие деформации элементов подвеса, может быть представлено в следующем виде:

$$C_{\{0\}} q_{\{0\}} = Q_{\{0\}}. \quad (3)$$

Здесь $Q_{\{0\}}$ - вектор-столбец обобщенных сил, объединяющий силы и моменты неупругой физической природы:

$$Q_{\{0\}} = \begin{bmatrix} P_{x0} \\ P_{y0} \\ P_{z0} \\ M_{x0} \\ M_{y0} \\ M_{z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -m\ddot{u}_{x0} - h_1\dot{u}_{x0} - mW_{x0} \\ -m\ddot{u}_{y0} - h_2\dot{u}_{y0} - mW_{y0} \\ -m\ddot{u}_{z0} - h_3\dot{u}_{z0} - mW_{z0} \\ -J_x^*(\ddot{\vartheta}_{x0} + \dot{\omega}_{x0}) - h_4\dot{\vartheta}_{x0} \\ -H\omega_{z0} - J_y^*(\ddot{\vartheta}_{y0} + \dot{\omega}_{y0}) - h_5\dot{\vartheta}_{y0} \\ H\omega_{y0} - J_z^*(\ddot{\vartheta}_{z0} + \dot{\omega}_{z0}) - h_6\dot{\vartheta}_{z0} + M_{z0}^{(6H)} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где P_{x0}, P_{y0}, P_{z0} и M_{x0}, M_{y0}, M_{z0} - проекции действующих в полюсе O сил и моментов сил на соответствующие оси базовой системы координат $Ox_0y_0z_0$; m -масса подвижного узла ДУС; J_x^*, J_y^*, J_z^* - осевые моменты инерции подвижного узла ДУС, определяемые в локальной системе координат, имеющей начало в центре масс подвижного узла ДУС; W_{x0}, W_{y0}, W_{z0} - проекции на соответствующие оси базовой системе координат $Ox_0y_0z_0$ линейного ускорения основания; $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}$ - проекции на соответствующие оси базовой системе координат $Ox_0y_0z_0$ угловой скорости основания; H - главный вектор кинетического момента гиромотора, совпадающий по направлению с осью Ox_0 ; h_k ($k = \overline{1,6}$) - коэффициенты демпфирования в соответствующих направлениях; $M_{z0}^{(eH)}$ - сумма неучтенных вредных моментов, действующих относительно измерительной оси Oz_0 .

Проводя анализ погрешностей акселерометра, среди совокупности вредных внешних моментов $M_{z0}^{(eH)}$ следует отметить связанный с упругим подвесом момент от линейной неравножесткости упругого подвеса $M_{z0}^{(H/\text{жс})}$. Момент от линейной неравножесткости упругого подвеса $M_{z0}^{(H/\text{жс})}$ описывается следующей формулой:

$$M_{z0}^{(H/\text{жс})} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{c_{11}} - \frac{1}{c_{22}} \right) m^2 W_{x0} W_{y0}, \quad (5)$$

где c_{11} и c_{22} линейные жесткости упругой оси в направлении координатных осей Ox_0 и Oy_0 .

Отметим, что погрешность ДУС, вызванная моментом от линейной неравножесткости, является одной из наиболее неблагоприятных, так как зависит от произведения проекций (W_{x0} и W_{y0}) ускорения основания и может иметь постоянную составляющую не только при постоянных величинах этих проекций, но и в случае «косой» вибрации основания. Поэтому важным требованием к упругому подвесу ДУС является требование его линейной равножесткости в направлениях, перпендикулярных к рабочей оси.

Традиционная схема упругого подвеса (рис.2) включает в себя четыре упругих элемента, имеющих постоянное по длине поперечное сечение. Один из упругих элементов подвеса (чувствительный элемент) помимо функции поддержки подвижного узла выполняет также задачу измерения величины момента, действующего относительно измерительной оси Oz_0 и содержащего полезную информацию об искомой величине проекции угловой скорости основания ω_{y0} .

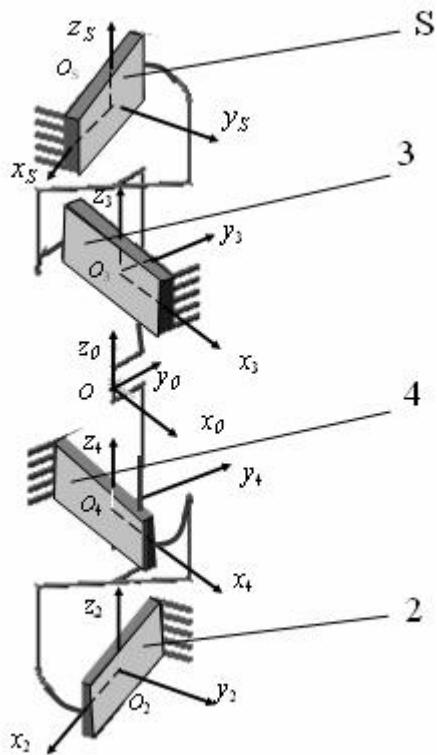


Рисунок 2. Упругий подвес с элементами постоянного поперечного сечения.

Рабочим перемещением упругого подвеса является угловое перемещение относительно оси Oz_0 . Упругие элементы 1, 2 и 3 в подвесе выполняют функцию поддержки подвижного узла. Упругий элемент s (sensitive) является чувствительным элементом в подвесе и помимо функции поддерживания подвижного узла выполняет также задачу измерения величины момента, действующего относительно измерительной оси Oz_0 .

Чувствительный элемент s и поддерживающий элемент 1 располагаются снаружи упругого подвеса, и их продольные оси направлены параллельно координатной оси Oy_0 . Центры O_s и O_1 (чувствительного элемента s и поддерживающего элемента 1) смешены на расстояния r_{zs} и r_{z1} относительно центра O подвеса в направлении его рабочей оси Oz_0 .

Поддерживающие элементы 2 и 3 располагаются внутри упругого подвеса симметрично относительно его центра O . Продольные оси поддерживающих элементов 2 и 3 имеют направление, параллельное координатной оси Ox_0 , а их центры O_2 и O_3 имеют конструктивные смещения на величину r_{z2} относительно центра O подвеса в направлении его рабочей оси Oz_0 .

В рамках поставленной задачи полагаем идеальное изготовление поддерживающих элементов подвеса, а их номинальные размеры - идентичными (рис.3). При этом для поддерживающих элементов рассматриваемого подвеса характерно следующее соотношение между их толщиной h , шириной b и длиной L :

$$h \ll b, L. \quad (6)$$

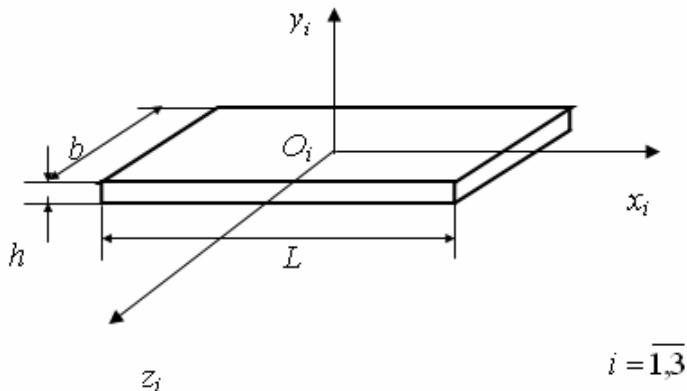


Рисунок 3. Упругий элемент с постоянным по длине поперечным сечением.

В своих локальных системах нормальных координат $O_i x_i y_i z_i$ ($i = \overline{1,3}$) поддерживающие элементы описываются диагональными матрицами жесткости

$$C_{\{i\}}^{(i)} = \text{diag}(c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6), \quad i = \overline{1,3}. \quad (7)$$

где c_1, c_2, c_3 и c_4, c_5, c_6 - линейные и угловые жесткости упругих элементов.

При этом величины жесткостей поддерживающих элементов могут быть описаны следующими формулами:

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{E_* b h}{L}; & c_2 &= \frac{E_* b h^3}{L^3}; & c_3 &= \left(\frac{6L}{5Gbh} + \frac{L^3}{E_* b^3 h} \right)^{-1}; \\ c_4 &= \frac{Gb h^3}{3L} + \frac{E_* b^3 h^3}{12L^3}; & c_5 &= \frac{E_* b^3 h}{12L}; & c_6 &= \frac{E_* b h^3}{12L}, \end{aligned} \quad (8)$$

где E_* - приведенное значение модуля упругости, характеризующее пластинную форму поддерживающих элементов,

$$E_* = \frac{E}{1 - \mu^2}; \quad (9)$$

E и G - модули упругости первого и второго рода материала, из которого изготовлены поддерживающие элементы подвеса;

μ - коэффициент Пуассона материала поддерживающего элемента.

В соответствии с соотношениями (6) и формулами (8) отметим характерную диспропорцию между отдельными жесткостями упругих элементов

$$c_2 \ll c_3 \ll c_1 ; \quad c_6 \ll c_4 \ll c_5 . \quad (10)$$

В свою очередь чувствительный элемент подвеса ДУС, имеющий толщину h_s , ширину b_s и длину L_s , в своей локальной системе координат $O_s x_s y_s z_s$ будет описываться также диагональной матрицей жесткости

$$C_{\{s\}}^{(s)} = \text{diag}(c_1^{(s)}, c_2^{(s)}, c_3^{(s)}, c_4^{(s)}, c_5^{(s)}, c_6^{(s)}) . \quad (11)$$

Здесь $c_1^{(s)}, c_2^{(s)}, c_3^{(s)}$ - линейные жесткости, а $c_4^{(s)}, c_5^{(s)}, c_6^{(s)}$ - угловые жесткости чувствительного элемента. При этом величины жесткостей чувствительного элемента описываются следующими формулами, аналогичными формулам (8):

$$\begin{aligned} c_1^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s h_s}{L_s}; & c_2^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s h_s^3}{L_s^3}; & c_3^{(s)} &= \left(\frac{6L_s}{5G_s b_s h_s} + \frac{L_s^3}{E_{*s} b_s^3 h_s} \right)^{-1}; \\ c_4^{(s)} &= \frac{G_s b_s h_s^3}{3L_s} + \frac{E_{*s} b_s^3 h_s^3}{12L_s^3}; & c_5^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s^3 h_s}{12L_s}; & c_6^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s h_s^3}{12L_s}, \end{aligned} \quad (12)$$

где $E_{*s} = \frac{E_s}{1 - \mu_s^2}$; E_s и G_s - модули упругости первого и второго рода материала, из которого изготовлен чувствительный элемент подвеса; μ_s - коэффициент Пуассона материала чувствительного элемента.

Отметим, что жесткостям чувствительного элемента будут присущи соотношения, аналогичные соотношениям жесткостей поддерживающих элементов (10),

$$c_2^{(s)} \ll c_3^{(s)} \ll c_1^{(s)} ; \quad c_6^{(s)} \ll c_4^{(s)} \ll c_5^{(s)} . \quad (13)$$

Будем рассматривать конструкцию упругого подвеса, изготовленного идеально без технологических несовершенств. В соответствии с формулами (8) и (12), описывающими жесткости отдельных упругих элементов, получим следующую матрицу жесткости $C_{\{0\}}^{(\text{подв.1})}$ упругого подвеса:

$$C_{\{0\}}^{(\text{подв.1})} = \begin{bmatrix} C_{\{0\}11}^{(\text{подв.1})} & C_{\{0\}12}^{(\text{подв.1})} \\ C_{\{0\}21}^{(\text{подв.1})} & C_{\{0\}22}^{(\text{подв.1})} \end{bmatrix} = [c_{\{0\}ij}^{(\text{подв.1})}]; \quad i, j = \overline{1, 6}; \quad (14)$$

$C_{\{0\}11}^{(\text{подв.1})}$ - матричный блок линейных жесткостей,

$$C_{\{0\}11}^{(подв.1)} = \begin{bmatrix} 2c_1 + c_2 + c_2^{(s)} & 0 & 0 \\ 0 & 2c_2 + c_1 + c_1^{(s)} & 0 \\ 0 & 0 & 3c_3 + c_3^{(s)} \end{bmatrix}; \quad (15)$$

$C_{\{0\}12}^{(подв.1)}$ и $C_{\{0\}21}^{(подв.1)}$ - матричные блоки линейно-угловых жесткостей,

$$C_{\{0\}12}^{(подв.1)} = \begin{bmatrix} 0 & -c_2 r_{z1} + c_2^{(s)} r_{zs} & 0 \\ c_1 r_{z1} - c_1^{(s)} r_{zs} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad C_{\{0\}21}^{(подв.1)} = (C_{\{0\}12}^{(подв.1)})^T; \quad (16)$$

$C_{\{0\}22}^{(подв.1)}$ - матричный блок угловых жесткостей,

$$C_{\{0\}22}^{(подв.1)} = \begin{bmatrix} c_{(0)44}^{(подв.1)} & 0 & 0 \\ 0 & c_{(0)55}^{(подв.1)} & 0 \\ 0 & 0 & c_{(0)66}^{(подв.1)} \end{bmatrix},$$

$$c_{(0)44}^{(подв.1)} = 2c_4 + c_5 + c_5^{(s)} + 2c_2 r_{z2}^2 + c_1 r_{z1}^2 + c_1^{(s)} r_{zs}^2,$$

$$c_{(0)55}^{(подв.1)} = 2c_5 + c_4 + c_4^{(s)} + 2c_1 r_{z2}^2 + c_2 r_{z1}^2 + c_2^{(s)} r_{zs}^2, \quad c_{(0)66}^{(подв.1)} = 3c_6 + c_6^{(s)}. \quad (17)$$

Для анализа полученных выражений, описывающих жесткостные характеристики упругого подвеса, дополнительно к неравенствам (10) и (13) запишем следующие неравенства, характерные для упругих подвесов рассматриваемого типа:

$$c_4 \ll c_5, c_2 r_{z1}^2, c_2 r_{z2}^2 \ll c_1 r_{z1}^2, c_1 r_{z2}^2; \quad c_4^{(s)} \ll c_5^{(s)}, c_2^{(s)} r_{zs}^2 \ll c_1^{(s)} r_{zs}^2. \quad (18)$$

Анализ полученных выражений (17) показывает, что при справедливости соотношений (10), (13) и (18) рабочая жесткость упругого подвеса $c_{66}^{(подв.1)}$ имеет значительно меньшую величину, по сравнению с величинами его угловых жесткостей в нерабочих направлениях $c_{44}^{(подв.1)}$ и $c_{55}^{(подв.1)}$. При этом, согласно выражению (15), для исключения момента от неравножесткости $M_{z0}^{(н/ж)}$ в соответствии с формулой (5), требующей одинаковости линейных жесткостей подвеса в направлениях координатных осей Ox_0 и Oy_0 , необходимо выполнение следующего равенства:

$$c_1^{(s)} + c_2 = c_1 + c_2^{(s)}, \quad (19)$$

которое с учетом соотношений (10) и (13) обусловливает приближенное равенство продольных жесткостей чувствительного и поддерживающего элементов подвеса

$$c_1^{(s)} \approx c_1. \quad (20)$$

В дополнение заметим, что согласно выражению (16) для снижения перекрестных связей в упругом подвесе наряду с равенством (20) необходимо выполнение условия

$$r_{zs} = r_{z1}. \quad (21)$$

Проведем расчет обобщенных сил, действующих на чувствительный элемент в рассматриваемом упругом подвесе. Определяемый в локальной системе координат чувствительного элемента $O_s x_s y_s z_s$ вектор-столбец обобщенных сил $Q_{\{s\}}^{(s1)}$, действующих на чувствительный элемент, может быть рассчитан согласно следующему выражению:

$$Q_{\{s\}}^{(s1)} = C_{\{s\}}^{(s)} (C_{\{s\}}^{(nod\>v.1)})^{-1} Q_{\{s\}}. \quad (22)$$

Здесь $C_{\{s\}}^{(s)}$ - описываемая выражением (11) матрица жесткости чувствительного элемента, определяемая в его локальной системе $O_s x_s y_s z_s$; $C_{\{s\}}^{(nod\>v.1)}$ - матрица жесткости рассматриваемого упругого подвеса, определяемая в локальной системе координат чувствительного элемента $O_s x_s y_s z_s$,

$$C_{\{s\}}^{(nod\>v.1)} = \begin{bmatrix} C_{\{s\}11}^{(nod\>v.1)} & C_{\{s\}12}^{(nod\>v.1)} \\ C_{\{s\}21}^{(nod\>v.1)} & C_{\{s\}22}^{(nod\>v.1)} \end{bmatrix}; \quad (23)$$

$C_{\{s\}11}^{(nod\>v.1)}$ - матричный блок линейных жесткостей,

$$C_{\{s\}11}^{(nod\>v.1)} = \begin{bmatrix} 2c_2 + c_1 + c_1^{(s)} & 0 & 0 \\ 0 & 2c_1 + c_2 + c_2^{(s)} & 0 \\ 0 & 0 & 3c_3 + c_3^{(s)} \end{bmatrix}; \quad (24)$$

$C_{\{s\}12}^{(nod\>v.1)}$ и $C_{\{s\}21}^{(nod\>v.1)}$ - матричные блоки линейно-угловых жесткостей,

$$C_{\{s\}12}^{(nod\>v.1)} = \begin{bmatrix} 0 & -c_2(r_{z1} + r_{zs}) - 2c_1r_{zs} & 0 \\ c_1(r_{z1} + r_{zs}) + 2c_2r_{zs} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_{\{s\}21}^{(nod\>v.1)} = (C_{\{s\}12}^{(nod\>v.1)})^T; \quad (25)$$

$C_{\{s\}22}^{(nod\>v.1)}$ - матричный блок угловых жесткостей,

$$C_{\{s\}22}^{(nod\>v.1)} = \begin{bmatrix} c_{(s)44}^{(nod\>v.1)} & 0 & 0 \\ 0 & c_{(s)55}^{(nod\>v.1)} & 0 \\ 0 & 0 & c_{(s)66}^{(nod\>v.1)} \end{bmatrix},$$

$$c_{(s)44}^{(nod\>v.1)} = 2c_5 + c_4 + c_4^{(s)} + 2c_2r_{zs}^2 + c_1(r_{z1} + r_{zs})^2,$$

$$c_{(s)55}^{(nod\>v.1)} = 2c_4 + c_5 + c_5^{(s)} + 2c_1r_{zs}^2 + c_2(r_{z1} + r_{zs})^2, \quad c_{(s)66}^{(nod\>v.1)} = 3c_6 + c_6^{(s)}; \quad (26)$$

$Q_{\{s\}}$ - определяемый в системе координат $O_s x_s y_s z_s$ вектор-столбец обобщенных сил, действующих на подвижный узел рассматриваемого ДУС,

$$Q_{\{s\}} = \begin{bmatrix} P_{y0} \\ -P_{x0} \\ P_{z0} \\ M_{y0} - P_{x0} r_{zs} \\ -M_{x0} - P_{y0} r_{zs} \\ M_{z0} \end{bmatrix}. \quad (27)$$

В соответствии с выражениями (22)-(27) вектор обобщенных сил $Q_{\{s\}}^{(s1)}$, действующих на чувствительный элемент рассматриваемого подвеса, в случае выполнения условий (20) и (21) можно представить в следующем приближенном виде:

$$Q_{\{s\}}^{(s1)} = \begin{bmatrix} P_{xs}^{(s1)} \\ P_{ys}^{(s1)} \\ P_{zz}^{(s1)} \\ M_{xs}^{(s1)} \\ M_{ys}^{(s1)} \\ M_{zs}^{(s1)} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \frac{1}{2} P_{y0} - \frac{1}{2r_{z1}} M_{x0} \\ -\frac{c_2^{(s)}}{2c_1} (P_{x0} + \frac{r_{z1}}{r_{z2}} M_{y0}) \\ \frac{c_3^{(s)}}{3c_3 + c_3^{(s)}} P_{z0} \\ \frac{c_4^{(s)}}{2c_1 r_{z2}^2} M_{y0} \\ \frac{-c_5^{(s)}}{2c_1 r_{z1}^2} M_{x0} \\ \frac{c_6^{(s)}}{3c_6 + c_6^{(s)}} M_{z0} \end{bmatrix}. \quad (28)$$

Анализ выражения (28) совместно с неравенствами (10) и (13), характерными для упругих подвесов рассматриваемого типа, позволяет сделать вывод, что наиболее существенными из нагрузок, действующих на чувствительный элемент, являются продольная сила $P_{xs}^{(s1)}$, поперечная сила $P_{zs}^{(s1)}$ и момент $M_{zs}^{(s1)}$. Остальные компоненты ($P_{ys}^{(s1)}$, $M_{xs}^{(s1)}$ и $M_{ys}^{(s1)}$) вектора обобщенных сил $Q_{\{s\}}^{(s1)}$, действующих на чувствительный элемент, имеют существенно меньшие значения, по сравнению с соответствующими величинами общей нагрузки, их порождающими.

Необходимо заметить, что действующий на чувствительный элемент момент $M_{zs}^{(s1)}$ является носителем полезного сигнала. При этом согласно выражению (28) величина момента $M_{zs}^{(s1)}$ является частью момента M_{z0} общей нагрузки, которая действует со стороны подвижного узла ДУС и распределяется между чувствительным элементом и тремя поддерживающими элементами подвеса.

Является очевидным, что для увеличения части общего момента M_{z0} , которая приходится на чувствительный элемент, необходимо существенно повышать рабочую угловую жесткость чувствительного элемента $c_6^{(s)}$, относительно величин угловых жесткостей c_6 трех поддерживающих упругих элементов подвеса,

$$c_6^{(s)} \gg 3c_6 . \quad (29)$$

В свою очередь, если теперь рассмотреть неравенство (29) совместно с условием (20), выполнение которого требуется для исключения момента от неравножесткости $M_{z0}^{(н/жс)}$, то на основании формул (8) и (12) можно получить следующие соотношения параметров чувствительного и поддерживающего элементов упругого подвеса ДУС, необходимые для эффективной работы упругого подвеса рассматриваемой конструкции:

$$h_s^2 \gg h^2 ; \quad \frac{E_s b_s}{L_s} \frac{h_s}{h} \approx \frac{Eb}{L} . \quad (30)$$

Таким образом, при выборе параметров элементов упругого подвеса ДУС в соответствии с выражениями (30) угловая жесткость чувствительного элемента $c_6^{(s)}$ будет в значительной степени определять рабочую жесткость всего упругого подвеса.

Анализ обобщенных сил (28), действующих на чувствительный элемент, показал, что наряду с моментом $M_{zs}^{(s1)}$, содержащим полезный сигнал, значительную величину имеет продольная сила $P_{xs}^{(s1)}$.

Рассмотрим теперь вопрос о влиянии продольной силы $P_{xs}^{(s1)}$, определяемой согласно выражению (28), на характеристики чувствительного элемента.

Как показывает численный анализ, при работе ДУС в реальных условиях деформация чувствительного элемента, вызванная продольной силой, многократно превышает соответствующую деформацию, обусловленную моментом, содержащим полезный сигнал. Поэтому одним из наиболее негативных следствий влияния продольной силы на чувствительный элемент является снижение диапазона измерения момента $M_{zs}^{(s1)}$, являющегося носителем полезного сигнала. Другим негативным следствием действия продольной силы $P_{xs}^{(s)}$ является изменение под ее действием рабочей угловой жесткости чувствительного элемента и как следствие, существенное изменение коэффициента передачи ДУС. Причем, согласно проведенным исследованиям [1], приближенная формула, описывающая влияние продольной силы $P_{xs}^{(s)}$ на рабочую угловую жесткость $c_6^{(s)}$ чувствительного элемента, имеет следующий вид:

$$c_6^{(s)}(P_{xs}^{(s)}) \approx c_6^{(s)} - \frac{1}{6} L_s P_{xs}^{(s)} , \quad (31)$$

где $c_6^{(s)}$ - номинальное значение рабочей угловой жесткости чувствительного элемента, описываемое выражением (12).

Отметим, что в соответствии с формулами (12) и (31) степень влияния продольной силы $P_{xs}^{(s)}$ на рабочую угловую жесткость чувствительного элемента с постоянным поперечным сечением возрастает с увеличением его длины L_s .

Анализ формулы (31) показывает, что продольная сила, действующая на чувствительный элемент, оказывает существенное влияние на величину его рабочей угловой жесткости. При этом растягивающая сила снижает, а сжимающая сила увеличивает эту жесткость.

Таким образом, анализ влияния продольной силы на измерительные характеристики чувствительного элемента указывает на необходимость ее существенного снижения или полного исключения.

Библиографический список:

- [1] И.В.Балабанов и др. Об одной задаче динамически настраиваемого гироскопа с упругим подвесом. Казань, Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем Вып.2(22), том 11, 2006, С.12-28.

РАЗРАБОТКА ОПТИМАЛЬНОГО УПРУГОГО ПОДВЕСА ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПРЯМОГО ИЗМЕРЕНИЯ

И.В. Балабанов

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», Киев, Украина

Объектом исследования является упругий подвес датчика угловой скорости (ДУС) прямого измерения. При этом рассматриваемый ДУС (рис.1) представляет собой гиromотор, заключенный в упругом подвесе. Измерение полезной информации проводится по деформации одного из упругих элементов подвеса (чувствительного элемента S).

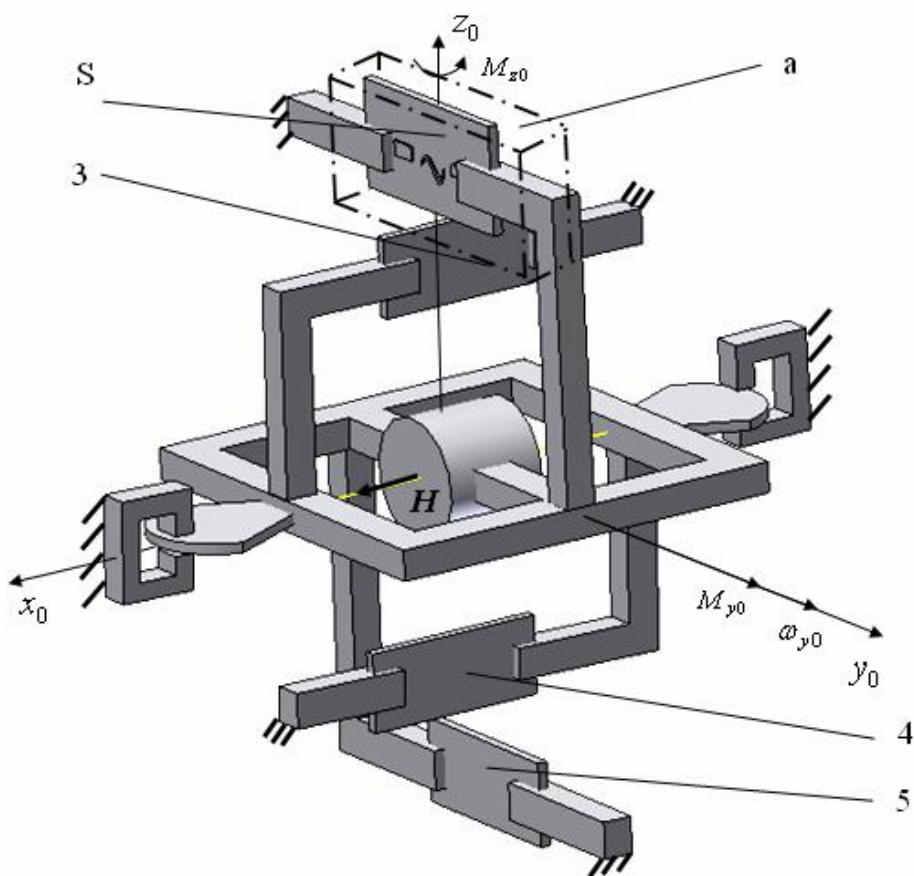


Рисунок 1. Схема ДУС прямого измерения.

Как показали исследования [1], существенное влияние на измерительные характеристики чувствительного элемента оказывают силы, действующие со стороны гиromотора. Для полного исключения влияния вредных сил, при сохранении доминирующей роли чувствительного элемента в отношении момента, несущего полезный сигнал, в подвесе предлагается использовать дополнительный упругий узел специальной конструкции [2].

В этом случае конструкция упругого подвеса ДУС будет состоять из трех поддерживающих элементов (подобно традиционной схеме упругого подвеса) и одного упругого узла a , содержащего чувствительный элемент (рис.1). Центры внутренних поддерживающих элементов 3 и 4 размещаются симметрично относительно центра подвеса на расстоянии r_{z2} от него. Центры наружного поддерживающего элемента 5 и упругого узла a , совпадающего с центром чувствительного элемента s , также размещаются симметрично относительно центра подвеса на расстоянии r_{z1} от него.

Полагаем, что все поддерживающие упругие элементы подвеса выполнены одинаковыми и имеют толщину h , ширину b , длину L (рис.2).

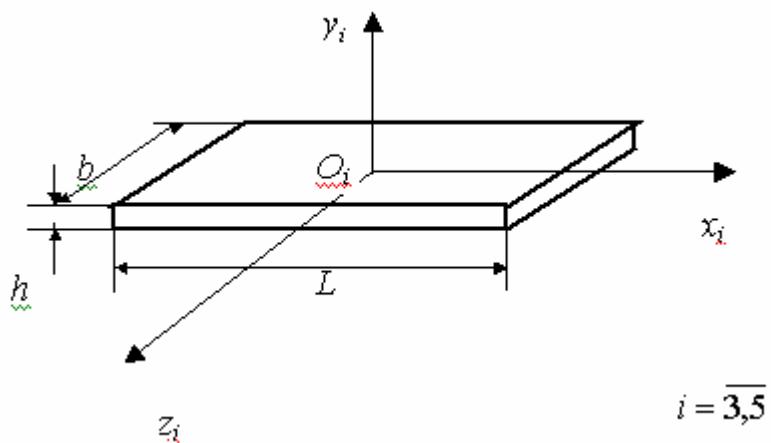


Рисунок 2. Поддерживающий упругий элемент с постоянным по длине поперечным сечением.

В своих локальных системах нормальных координат $O_i x_i y_i z_i$ ($i = \overline{3,5}$) поддерживающие элементы описываются диагональными матрицами жесткости

$$C_{\{i\}}^{(i)} = \text{diag}(c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6), \quad i = \overline{3,5}. \quad (1)$$

где c_1, c_2, c_3 и c_4, c_5, c_6 - линейные и угловые жесткости упругих элементов.

При этом величины жесткостей поддерживающих элементов могут быть описаны следующими формулами:

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{E_* b h}{L}; & c_2 &= \frac{E_* b h^3}{L^3}; & c_3 &= \left(\frac{6L}{5Gbh} + \frac{L^3}{E_* b^3 h} \right)^{-1}; \\ c_4 &= \frac{Gb h^3}{3L} + \frac{E_* b^3 h^3}{12L^3}; & c_5 &= \frac{E_* b^3 h}{12L}; & c_6 &= \frac{E_* b h^3}{12L}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $E_* = \frac{E}{1 - \mu^2}$ - приведенное значение модуля упругости, характеризующее пластинную форму поддерживающих элементов, ;

E и G - модули упругости первого и второго рода материала, из которого изготовлены поддерживающие элементы подвеса;

μ - коэффициент Пуассона материала поддерживающего элемента.

Отметим характерную диспропорцию между отдельными жесткостями упругих элементов

$$c_2 \ll c_3 \ll c_1 ; \quad c_6 \ll c_4 \ll c_5 . \quad (3)$$

Опишем конструкцию дополнительного упругого узла подвеса ДУС, содержащего чувствительный элемент (рис.3). Дополнительный упругий узел представляет собой пространственную конструкцию, состоящую из шести поддерживающих элементов 1-6 и чувствительного элемента s .

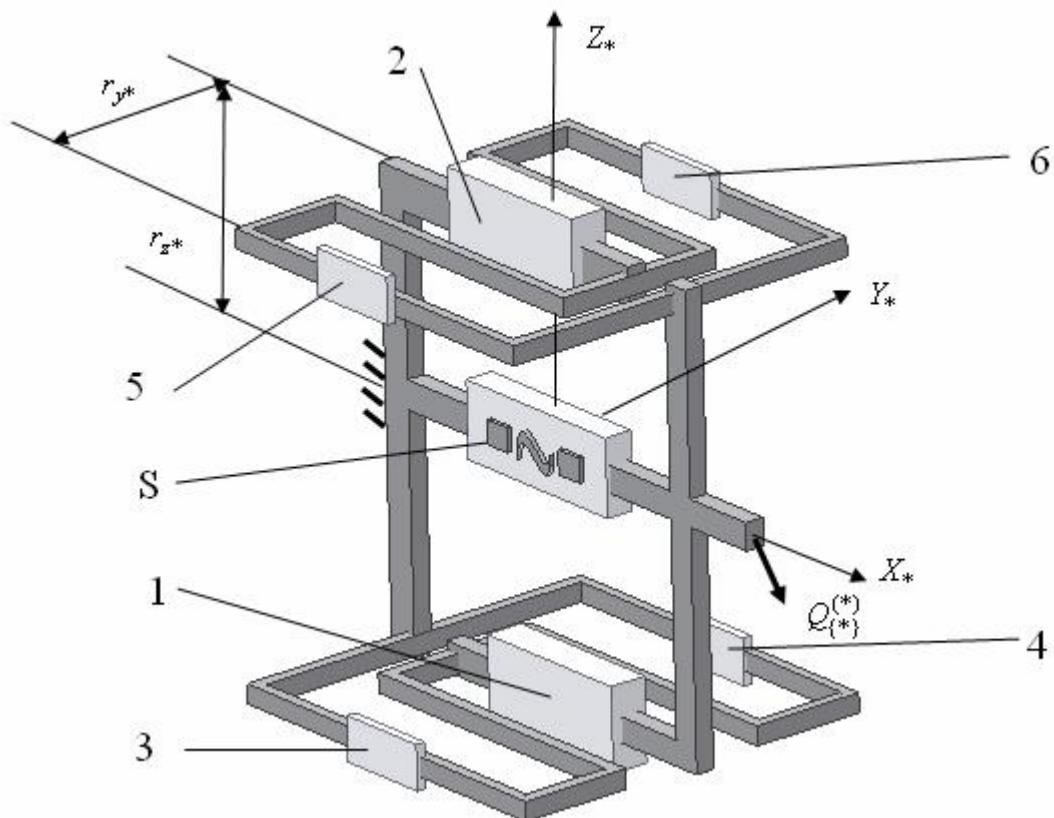


Рисунок 3. Конструкция дополнительного упругого узла.

В конструкции дополнительного упругого узла используется два типа поддерживающих элементов.

Первый тип поддерживающих элементов дополнительного упругого узла включает в себя два упругих элемента конструкции 1 и 2. Они располагаются симметрично относительно центра упругого узла на расстоянии r_{z^*} от него. Эти элементы идентичны поддерживающим элементам подвеса и их жесткостные характеристики описываются выражениями (2).

Второй тип поддерживающих элементов упругого узла включает в себя четыре упругих элемента конструкции 3-6. Эти элементы могут изготавливаться из такого же материала, что и другие поддерживающие элементы упругого узла, однако имеют другие геометрические размеры: h_* (толщина), b_* (ширина) и L_* (длина). В своих локальных системах нормальных координат $O_{i^*}x_{i^*}y_{i^*}z_{i^*}$ ($i = \overline{3,6}$) рассматриваемые упругие элементы описываются следующим диагональными матрицами жесткости:

$$C_{\{i^*\}}^{(i^*)} = \text{diag}(c_{1*}, c_{2*}, c_{3*}, c_{4*}, c_{5*}, c_{6*}) , \quad i = \overline{3,6} . \quad (4)$$

Здесь c_{1*}, c_{2*}, c_{3*} - линейные жесткости, а c_{4*}, c_{5*}, c_{6*} - угловые жесткости поддерживающих элементов второго типа. При этом величины жесткостей упругих элементов могут быть описаны следующими формулами:

$$\begin{aligned} c_{1*} &= \frac{E_* b_* h_*}{L_*}; & c_{2*} &= \frac{E_* b_* h_*^3}{L_*^3}; & c_{3*} &= \left(\frac{6L_*}{5Gb_*h_*} + \frac{L_*^3}{E_* b_*^3 h_*} \right)^{-1}; \\ c_{4*} &= \frac{Gb_*h_*^3}{3L_*} + \frac{E_* b_*^3 h_*^3}{12L_*^3}; & c_{5*} &= \frac{E_* b_*^3 h_*}{12L_*}; & c_{6*} &= \frac{E_* b_* h_*}{12L_*} . \end{aligned} \quad (5)$$

Поддерживающие элементы второго типа располагаются симметрично относительно центра упругого узла на расстояниях r_{y^*} и r_{z^*} от соответствующих осей базовой системы координат $O_*x_*y_*z_*$ дополнительного упругого узла.

Необходимо заметить, что для придания дополнительному упругому узлу подвеса требуемых свойств, линейные жесткости поддерживающих элементов второго типа должны быть в два раза меньше соответствующих жесткостей поддерживающих элементов первого типа:

$$c_{1*} = \frac{1}{2}c_1; \quad c_{2*} = \frac{1}{2}c_2; \quad c_{3*} = \frac{1}{2}c_3 . \quad (6)$$

При этом выполнение соотношения (6) можно достичь, например, соответствующим уменьшением геометрических размеров поддерживающих элементов второго типа, по сравнению с аналогичными размерами поддерживающих элементов первого типа:

$$h_* = \frac{1}{2}h ; \quad b_* = \frac{1}{2}b ; \quad L_* = \frac{1}{2}L . \quad (7)$$

В свою очередь чувствительный элемент располагается в центре дополнительного упругого узла и в его базовой системе координат $O_*x_*y_*z_*$ описывается следующей диагональной матрицей жесткости:

$$C_{\{*\}}^{(s)} = diag(c_1^{(s)}, c_2^{(s)}, c_3^{(s)}, c_4^{(s)}, c_5^{(s)}, c_6^{(s)}), \quad (8)$$

где жесткости $c_i^{(s)}$ ($i = \overline{1,6}$) описываются следующими выражениями, аналогичными выражениям (2):

$$\begin{aligned} c_1^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s h_s}{L_s}; & c_2^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s h_s^3}{L_s^3}; & c_3^{(s)} &= \left(\frac{6L_s}{5G_s b_s h_s} + \frac{L_s^3}{E_{*s} b_s^3 h_s} \right)^{-1}; \\ c_4^{(s)} &= \frac{G_s b_s h_s^3}{3L_s} + \frac{E_{*s} b_s^3 h_s^3}{12L_s^3}; & c_5^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s^3 h_s}{12L_s}; & c_6^{(s)} &= \frac{E_{*s} b_s h_s^3}{12L_s}, \end{aligned} \quad (9)$$

$$\text{где } E_{*s} = \frac{E_s}{1 - \mu_s^2};$$

E_s и G_s - модули упругости первого и второго рода материала, из которого изготовлен чувствительный элемент подвеса;

μ_s - коэффициент Пуассона материала чувствительного элемента.

Проведем расчет матрицы жесткости $C_{\{*\}}^{(*)}$ дополнительного упругого узла подвеса, содержащего чувствительный элемент.

Отметим, что в связи с симметричностью конструкции дополнительного упругого узла базовая система координат $O_*x_*y_*z_*$ будет представлять собой систему нормальных координат, а его матрица жесткости $C_{\{*\}}^{(*)}$ будет иметь диагональный вид

$$C_{\{*\}}^{(*)} = diag(c_{11}^{(*)}, c_{22}^{(*)}, c_{33}^{(*)}, c_{44}^{(*)}, c_{55}^{(*)}, c_{66}^{(*)}), \quad (10)$$

где $c_{11}^{(*)}, c_{22}^{(*)}, c_{33}^{(*)}$ - линейные жесткости в направлении осей O_*x_*, O_*y_*, O_*z_* ;
 $c_{44}^{(*)}, c_{55}^{(*)}, c_{66}^{(*)}$ - угловые жесткости относительно осей O_*x_*, O_*y_*, O_*z_* .

Расчет матрицы жесткости дает следующие значения линейных жесткостей дополнительного упругого узла:

$$c_{11}^{(*)} = c_1 ; \quad c_{22}^{(*)} = c_2 ; \quad c_{33}^{(*)} = c_3 . \quad (11)$$

Таким образом, конструкция дополнительного упругого узла и параметры его поддерживающих элементов первого и второго типа подобраны таким образом, чтобы было обеспечено равенство линейных жесткостей дополнительного упругого узла аналогичным жесткостям поддерживающих

элементов подвеса, и тем самым была обеспечена требуемая линейная равножесткость упругого подвеса ДУС.

В свою очередь приближенные значения угловых жесткостей дополнительного упругого узла будут иметь следующий вид:

$$c_{44}^{(*)} = 2c_2 r_{z*}^2 + c_4^{(s)} ; \quad c_{55}^{(*)} \approx c_1 r_{z*}^2 ; \quad c_{66}^{(*)} \approx 2c_6 + c_6^{(s)} . \quad (12)$$

Анализ формул (12) показывает, что угловые жесткости дополнительного упругого узла $c_{44}^{(*)}$ и $c_{55}^{(*)}$ относительно осей O_*x_* и O_*y_* существенно превосходят угловую жесткость $c_{66}^{(*)}$ относительно оси O_*z_* . При этом жесткость $c_{55}^{(*)}$ будет существенно больше жесткости $c_{44}^{(*)}$. Таким образом, для угловых жесткостей дополнительного упругого узла будет справедливо следующее неравенство:

$$c_{66}^{(*)} << c_{44}^{(*)} << c_{55}^{(*)} . \quad (13)$$

Отметим также существенную зависимость $c_{66}^{(*)}$ угловой жесткости дополнительного упругого узла относительно оси O_*z_* от величины $c_6^{(s)}$ угловой жесткости чувствительного элемента относительно оси O_*z_* .

После определения характеристик, отдельно взятого дополнительного упругого узла, проведем расчет матрицы жесткости $C_{\{0\}}^{(подв.)}$ упругого подвеса ДУС, имеющего в своем составе дополнительного упругий узел (рис.1). В этой конструкции будут отсутствовать упругие перекрестные связи, т.е. матрица жесткости $C_{\{0\}}^{(подв.)}$ упругого подвеса будет иметь диагональную форму. В соответствии с формулами (2) и (5), описывающими жесткости поддерживающих упругих элементов дополнительного упругого узла, получим следующую матрицу жесткости упругого подвеса:

$$C_{\{0\}}^{(подв.)} = diag(c_{11}^{(подв.)}, c_{22}^{(подв.)}, c_{33}^{(подв.)}, c_{44}^{(подв.)}, c_{55}^{(подв.)}, c_{66}^{(подв.)}), \quad (13)$$

где $c_{11}^{(подв.)}, c_{22}^{(подв.)}, c_{33}^{(подв.)}$ - линейные жесткости в направлении осей Ox_0, Oy_0, Oz_0 ,

$$c_{11}^{(подв.)} = c_{22}^{(подв.)} = 2(c_1 + c_2) ; \quad c_{33}^{(подв.)} = 4c_3 ,$$

(14)

$c_{44}^{(подв.)}, c_{55}^{(подв.)}, c_{66}^{(подв.)}$ - угловые жесткости относительно осей Ox_0, Oy_0, Oz_0 ,

$$c_{44}^{(подв.)} = 2(c_4 + c_1 r_{z1}^2 + c_2 r_{z2}^2) + c_5 + c_{55}^{(*)} ;$$

$$c_{55}^{(подв.)} = 2(c_5 + c_2 r_{z1}^2 + c_1 r_{z2}^2) + c_4 + c_{44}^{(*)} ; \quad c_{66}^{(подв.)} = 3c_6 + c_{66}^{(*)} , \quad (15)$$

$c_{44}^{(*)}, c_{55}^{(*)}, c_{66}^{(*)}$ - определяемые согласно выражений (12) угловые жесткости относительно осей O_*x_*, O_*y_*, O_*z_* дополнительного упругого узла подвеса.

Анализ полученных выражений (15) совместно с формулами (12) показывает, что рабочая жесткость рассматриваемого упругого подвеса $c_{66}^{(подв.)}$ существенно зависит от угловой жесткости чувствительного элемента $c_6^{(s)}$. При этом линейные жесткости подвеса $c_{11}^{(подв.)}$, $c_{22}^{(подв.)}$ и $c_{33}^{(подв.)}$ совершенно не зависят, а угловые жесткости $c_{44}^{(подв.)}$ и $c_{55}^{(подв.)}$ зависят лишь в малой степени от жесткостных характеристик чувствительного элемента. В подвесе к тому же отсутствует упругая перекрестная взаимосвязь между перемещениями в различных направлениях, а также выполняется линейная равножесткость в направлении координатных осей Ox_0 и Oy_0 ($c_{11}^{(подв.)} = c_{22}^{(подв.)}$), что обеспечивает исключение в ДУС момента от неравножесткости подвеса $M_{z0}^{(н./ж.)}$.

Проведем расчет обобщенных сил $Q_{\{s\}}^{(s)}$, действующих на чувствительный элемент в подвесе рассматриваемой конструкции (рис.1, рис.3) в системе координат $O_s x_s y_s z_s$. В общем случае искомая обобщенная сила $Q_{\{s\}}^{(s)}$, действующая на чувствительный элемент подвеса, имеет следующий вид:

$$Q_{\{s\}}^{(s)} = \begin{bmatrix} P_{xs}^{(s)} \\ P_{ys}^{(s)} \\ P_{zs}^{(s)} \\ M_{xs}^{(s)} \\ M_{xs}^{(s)} \\ M_{xs}^{(s)} \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Расчет компонент вектора-столбца обобщенных сил $Q_{\{s\}}^{(s)}$ позволяет получить следующие значения его компонент:

$$\begin{aligned} P_{xs}^{(s)} &= 0; \quad P_{ys}^{(s)} = 0; \quad P_{zs}^{(s)} = 0; \\ M_{xs}^{(s)} &\approx \frac{(2c_2 r_{z*}^2 + c_4^{(s)}) c_4^{(s)} (2c_{4*} + c_3 r_{y*}^2 - c_4) M_{y0}}{2c_1 r_{z2}^2 [2c_4 (2c_{4*} + c_3 r_{y*}^2) + 2c_4^{(s)} c_2 r_{z*}^2 + (c_4^{(s)} + c_2 r_{z*}^2) (2c_{4*} + c_4 + c_3 r_{y*}^2)]}; \\ M_{ys}^{(s)} &\approx \frac{-c_5^{(s)} (2c_{5*} - c_5)}{c_1 (2r_{z1}^2 + r_{z*}^2) (2c_{5*} + c_5 + 2c_5^{(s)})} M_{x0}; \quad M_{zs}^{(s)} \approx \frac{c_6^{(s)} M_{z0}}{c_6^{(s)} + 5c_6}. \end{aligned} \quad (17)$$

Анализ формулы, описывающей компоненту $M_{zs}^{(s)}$ обобщенной силы $Q_{\{s\}}$ в выражениях (17), показывает, что момент $M_{zs}^{(s)}$ является только частью момента M_{z0} , действующего на подвижный узел ДУС. При этом является очевидным, что для увеличения части общего момента M_{z0} , которая приходится на чувствительный элемент, необходимо повышать угловую жесткость чувствительного элемента $c_6^{(s)}$, относительно величин угловых жесткостей c_6 поддерживающих упругих элементов дополнительного упругого узла и подвеса,

$$c_6^{(s)} \gg c_6 . \quad (18)$$

Таким образом, в случае выполнения условия (18) величина момента $M_{zs}^{(s)}$, действующего на чувствительный элемент, будет практически равна величине общего момента M_{z0} , действующего на подвижный узел ДУС и содержащего полезный сигнал.

Представленные выражениями (17) значения компонент вектора обобщенных сил $Q_{\{s\}}^{(s)}$ показали полное исключение вредных сил, действующих на чувствительный элемент. При этом величина действующего на чувствительный элемент момента $M_{zs}^{(s)}$, содержащего полезный сигнал, имеет несущественное изменение, по сравнению с порождающим его моментом M_{z0} , действующего на упругий подвес.

Библиографический список

- [1] Балабанов И.В., Балабанова Т.В. Математическая модель датчика угловой скорости прямого измерения. VI Международная научно-техническая конференция «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники», Киев, 2007.
- [2] Балабанов I.B., Старков О.Ю. Деклараційний патент України № 6129 GO187/30, GO1L1/00 Бюл. №4 от 15.04.2005.

ФОРМУЛЫ ДЛЯ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ
ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ, ОПИСЫВАЮЩИХ
ДИНАМИКУ ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА С НЕРАВНОДОБРОТНЫМ
РЕЗОНАТОРОМ И СЛЕГКА ОТСТРОЕННОЙ ЧАСТОТОЙ

Е.А. Бондаренко

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт", Киев, Украина
ea_bndrk@ukr.net

FORMULAE FOR CALCULATION OF PARAMETERS OF A SYSTEM OF
DIFFERENTIAL EQUATIONS DESCRIBING THE DYNAMICS OF LASER
GYROSCOPE WITH NONZERO $\Delta Q/Q$ RESONATOR AND SLIGHTLY
DETUNED FREQUENCY

E.A. Bondarenko

National Technical University of Ukraine
"Kiev Polytechnic Institute", Kiev, Ukraine

1. Введение

Среди основных типов лазерных гироскопов (ЛГ), широко применяемых на практике, можно выделить прибор на основе кольцевого газового $He - Ne$ лазера ($Ne^{20} : Ne^{22} = 1:1$) с плоским N -зеркальным резонатором правильной формы, обеспечивающим генерацию линейно поляризованного в сагиттальной плоскости излучения. В случае $N = 3$ резонатор ЛГ имеет форму равностороннего треугольника, в случае $N = 4$ – форму квадрата. Накачка лазера, как правило, работающего на длине волны $\lambda = 0.6328$ мкм, осуществляется разрядом постоянного тока по симметричной схеме: один катод – два анода [1–3].

Согласно [3–13] систему дифференциальных уравнений, описывающих динамику безразмерных интенсивностей I_1 , I_2 и разности фаз ψ встречных волн такого ЛГ при условии сбалансированности токов в плечах разряда можно представить в виде

$$\begin{aligned}\dot{I}_1 &= (\alpha_1 - \beta I_1 - \theta I_2)I_1 - 2r_2(I_1 I_2)^{1/2} \cos(\psi + \varepsilon_2), \\ \dot{I}_2 &= (\alpha_2 - \beta I_2 - \theta I_1)I_2 - 2r_1(I_1 I_2)^{1/2} \cos(\psi - \varepsilon_1), \\ \dot{\psi} &= M\Omega + (\rho - \tau)(I_1 - I_2) + r_2(I_2/I_1)^{1/2} \sin(\psi + \varepsilon_2) + r_1(I_1/I_2)^{1/2} \sin(\psi - \varepsilon_1).\end{aligned}\quad (1)$$

При выводе этой системы учтено, что волна с индексом 1 распространяется в направлении вращения ЛГ.

В системе (1) обозначено: $\alpha_{1(2)}$, β , θ , ρ , τ – коэффициенты Лэмба, характеризующие свойства активной среды; $r_{1(2)}$ и $\varepsilon_{1(2)}$ – модули и аргументы комплексных интегральных коэффициентов $r_{1(2)} \exp\{i\varepsilon_{1(2)}\}$ связи встречных волн через обратное рассеяние и потери излучения на зеркалах резонатора; $M = (1 + K_a)M_g$ – активный масштабный множитель ЛГ, определяемый в первую очередь геометрическим масштабным множителем $M_g = 8\pi S/\lambda L$, однако зависящий также и от свойств активной среды посредством малого параметра K_a ; $\Omega = \Omega(t)$ – угловая скорость вращения прибора в инерциальном пространстве. [Строго говоря, коэффициенты Лэмба в системе (1) являются функциями Ω . Однако, в рамках данного рассмотрения эта (достаточно слабая) зависимость от угловой скорости не учитывается.]

Для разработки на основе системы (1) математических моделей и количественной оценки выходных характеристик равномерно вращающегося [14] или вибрирующего [15] ЛГ, учитывающих фактор неравнодобротности резонатора, а также влияние незначительной отстройки его собственной частоты относительно центра линии излучения (вследствие малой погрешности системы стабилизации периметра), – необходимо иметь *инженерные формулы* для расчета всех фигурирующих в этой системе параметров. Формулы должны обеспечивать возможность математического описания трех- и четырехзеркальных ЛГ указанного типа с периметром от 10 см при суммарном давлении гелий-неоновой смеси до 8 Тор. Как показывает, однако, анализ известной автору литературы по теории ЛГ за период с 1965 г. по 2006 г., – полного и однозначного набора таких расчетных соотношений на сегодняшний день, к сожалению, нет.

В настоящем сообщении предложены две группы формул.

Первая группа имеет отношение к расчету параметров $\alpha_{1(2)}$, β , θ , ρ , τ и K_a . Формулы этой группы получены на основе объединения (с некоторыми допустимыми упрощениями) результатов работ [13, 16] и их дополнения синтезированными автором необходимыми аналитическими аппроксимирующими выражениями для мнимой и действительной частей дисперсионной функции плазмы $Z(\xi, \eta) = Z_r(\xi, \eta) + iZ_i(\xi, \eta)$, справедливых с относительной погрешностью до нескольких процентов в заданных диапазонах изменения её аргументов ξ и η . При разработке формул учитывались результаты экспериментального исследования [17] зависимости отношения лэмбовских коэффициентов $h = \theta/\beta$ от суммарного давления гелий-неоновой смеси.

Вторая группа формул позволяет рассчитать значения параметров $r_{1(2)}$ и $\varepsilon_{1(2)}$, причем как для ЛГ с трехзеркальным равносторонним резонатором, так и для ЛГ с четырехзеркальным квадратным резонатором. Формулы второй группы получены автором на основе феноменологического подхода. При их разработке учитывались результаты экспериментального исследования [18] зависимости полуширины Ω_s зоны синхронизации встречных волн ЛГ с

трехзеркальным резонатором от радиуса кривизны R сферического зеркала, входящего в его состав. Полученные выражения отличаются от известных [8] тем, что учитывают большее число параметров и предсказывают качественно иную, чем в [8], параметрическую зависимость Ω_s от R . Следует отметить, что предлагаемые формулы дают оценки величин $\eta_{1(2)}$ и $\varepsilon_{1(2)}$ сверху, т.е. для самой неблагоприятной ситуации, когда связь встречных волн проявляется себя в максимальной степени.

2. Формулы для расчета параметров активной среды

Формулы для расчета параметров $\alpha_{1(2)}$, β , θ , ρ , τ и K_a имеют вид:

$$\alpha_{1(2)} = (c/L)(g - \Gamma_{1(2)}), \quad \Gamma_{1(2)} = \Gamma \mp \Delta\Gamma/2, \quad \Delta\Gamma = \Gamma_2 - \Gamma_1, \quad \Gamma = (\Gamma_2 + \Gamma_1)/2, \quad g = \Gamma N_{rel},$$

$$\beta = GS_i, \quad \theta = GC_i, \quad \rho = (1/2)GS_r, \quad \tau = (1/2)GC_r, \quad G = (c/L)(g/Z_i),$$

$$S_i = (1 - 2\eta^2)Z_i + 2\eta(1 + \mu Z_r) + CZ_{i0}^2, \quad C_i = L_\mu[Z_i - (\eta/\mu)Z_r] + CZ_{i0}^2,$$

$$S_r = xK_{S_r}, \quad C_r = xK_{C_r}, \quad x = \frac{(c/L)\Delta L}{Ku} \quad (|\Delta L|/\lambda \leq 0.01),$$

$$K_{S_r} = -2\eta \{[1 + 2(\eta^2 - \mu^2)]Z_i - 2\eta(1 + 2\mu Z_r)\}, \\ K_{C_r} = -2L_\mu \left[1 + \frac{1 - 2\left(\mu^2 + \eta^2 + \frac{\mu^2}{\mu^2 + \eta^2}\right)}{2\eta} Z_i + \frac{\mu}{\mu^2 + \eta^2} Z_r \right], \quad (2)$$

$$K_a = -(G/Ku)[1 + \mu Z_r - \eta Z_i - 2CU(1 + \mu Z_{r0})Z_{i0}], \quad U = \alpha/(\beta + \theta), \quad \alpha = (\alpha_2 + \alpha_1)/2,$$

$$Z_i = \pi^{1/2} \exp(\eta^2 - \mu^2)(A_{\mu\eta} \cos 2\mu\eta + B_{\mu\eta} \sin 2\mu\eta), \quad Z_{i0} = \pi^{1/2} \exp(-\mu^2),$$

$$Z_r = \pi^{1/2} \exp(\eta^2 - \mu^2)(A_{\mu\eta} \sin 2\mu\eta - B_{\mu\eta} \cos 2\mu\eta), \quad Z_{r0} = -2\mu \left(1 + \frac{1}{3}\mu^2 + \frac{1}{10}\mu^4\right) \exp(-\mu^2),$$

$$A_{\mu\eta} = 1 - \frac{2\eta}{\pi^{1/2}} \left[1 - \frac{1}{3}\eta^2(1 + 2\mu^2) + \frac{1}{10}\eta^4 \left(1 + 4\mu^2 + \frac{4}{3}\mu^4\right) \right] \exp(\mu^2),$$

$$B_{\mu\eta} = \frac{2\mu}{\pi^{1/2}} \left\{ 1 + \frac{1}{3}\mu^2 + \frac{1}{10}\mu^4 - \eta^2 \left[1 - \frac{1}{2}\eta^2 \left(1 + \frac{2}{3}\mu^2\right) \right] \exp(\mu^2) \right\},$$

$$\mu = \Delta\omega_{ab}/2Ku, \quad \Delta\omega_{ab} = \omega_{ab}^{(22)} - \omega_{ab}^{(20)}, \quad \eta = \gamma_{ab}/Ku, \quad \gamma_{ab} = \gamma_{ab}^{(0)} + K_{ab}P, \quad \gamma_{ab}^{(0)} = (\gamma_a^{(0)} + \gamma_b^{(0)})/2,$$

$$L_\mu = \frac{\eta^2}{\mu^2 + \eta^2}, \quad C = 2\eta \frac{\gamma_b^{(0)}}{\gamma_a^{(0)} + \gamma_b^{(0)}} \frac{\lambda_a}{1 - \lambda_a}.$$

В этих формулах обозначено: $\alpha_{1(2)}$ – параметры, характеризующие разность между линейным ненасыщенным усилением и потерями для каждой

из встречных волн; c – скорость света; L – периметр осевого контура резонатора ЛГ; $\Gamma_{1(2)}$ – суммарные резонаторные потери за один проход для волны 1(2); $\Delta\Gamma$ – разность резонаторных потерь; Γ – средние для встречных волн резонаторные потери; g – линейное ненасыщенное усиление волн при настройке собственной частоты резонатора на центр линии излучения; N_{rel} – относительное возбуждение; β и θ – параметры, характеризующие соответственно насыщение и взаимодействие волн через активную среду; ρ и τ – параметры, характеризующие дисперсионные свойства активной среды, проявляющиеся при отстройке собственной частоты резонатора от центра линии; G – нормировочный множитель; S_i , S_r и C_i , C_r – мнимые и действительные части функций, описывающих соответственно насыщение волн и их взаимодействие; x – малый безразмерный параметр, который характеризует величину отстройки собственной частоты резонатора ЛГ относительно центра линии излучения и который для удобства выражен через нормированную на λ погрешность ΔL системы стабилизации периметра (поисковые сигналы системы не учитываются); K_{S_r} и K_{C_r} – коэффициенты линейной зависимости параметров S_r и C_r от x ; K_a – параметр, учитывающий свойства активной среды и характеризующий малую поправку к геометрическому масштабному множителю M_g ; U – средняя безразмерная интенсивность встречных волн, вычисленная без учета их связи через обратное рассеяние и потери излучения на зеркалах; α – параметр, характеризующий разность между линейным ненасыщенным усилением и средними потерями для встречных волн; Z_i , Z_r и Z_{i0} , Z_{r0} – значения мнимых и действительных частей дисперсионной функции плазмы, вычисленные соответственно в точках $\{\mu, \eta\}$ и $\{\mu, 0\}$; $A_{\mu\eta}$ и $B_{\mu\eta}$ – аппроксимирующие функции для вычисления Z_i , Z_r ; $\omega_{ab}^{(20)}$ и $\omega_{ab}^{(22)}$ – центры линий излучения изотопов Ne^{20} и Ne^{22} ; $\Delta\omega_{ab}$ – изотопический сдвиг; Ku – параметр доплеровской ширины линии (принимается одинаковым для Ne^{20} и Ne^{22}); μ – нормированный на $2Ku$ изотопический сдвиг; $\gamma_a^{(0)}$, $\gamma_b^{(0)}$, $\gamma_{ab}^{(0)}$ – константы релаксации соответственно верхнего и нижнего лазерных состояний и лазерного перехода в приближении нулевого суммарного давления $He - Ne$ смеси; γ_{ab} – константа релаксации лазерного перехода при заданном суммарном давлении P ; K_{ab} – коэффициент линейной зависимости γ_{ab} от давления; η – нормированная на Ku константа релаксации лазерного перехода; L_μ – значение безразмерного лоренциана $L(\xi) = \eta^2 / (\xi^2 + \eta^2)$ при $\xi = \mu$; C – параметр, линейно зависящий от давления и характеризующий влияние пленения резонансного излучения; λ_a – параметр пленения (согласно экспериментальным данным работы [17] $\lambda_a = 0.59$).

3. Формулы для расчета параметров связи встречных волн

В этом разделе сначала рассматривается ЛГ с трехзеркальным равносторонним резонатором [2]. Резонатор прибора имеет длину плеча l и образован двумя плоскими сигнальными зеркалами и одним сферическим зеркалом радиуса кривизны R .

Затем рассматривается ЛГ с четырехзеркальным квадратным резонатором [1, 3]. Резонатор имеет длину плеча l и образован двумя плоскими сигнальными зеркалами и двумя одинаковыми сферическими зеркалами радиуса кривизны R .

Как и в первом, так и во втором случае для плоских сигнальных зеркал резонатора ЛГ заданы энергетические параметры: (а) интегральный коэффициент K_{scat}^f светорассеяния в полный телесный угол 4π стерадиан; (б) коэффициент Γ_{absorp}^f потерь на поглощение; (в) коэффициент Γ_{transm} полезных потерь на пропускание. Для сферических зеркал заданы: (а) интегральный коэффициент K_{scat}^s светорассеяния и (б) коэффициент Γ_{absorp}^s потерь на поглощение. Верхние индексы f и s в приведенных обозначениях указывают на принадлежность либо к плоским (*flat*), либо к сферическим (*spherical*) зеркалам. Кроме того, в обоих случаях заданы также значения дифракционных потерь Γ_{diff} , обусловленных в первую очередь наличием в резонаторах ЛГ апертурных диафрагм.

ЛГ с трехзеркальным равносторонним резонатором

Для такого прибора $\Gamma = 2(K_{scat}^f + \Gamma_{absorp}^f + \Gamma_{transm}) + K_{scat}^s + \Gamma_{absorp}^s + \Gamma_{diff}$, $L = 3l$ и $M_g = 2\pi(\sqrt{3}/3)(l/\lambda)$. Параметры $r_{1(2)}$ и $\varepsilon_{1(2)}$ рассчитываются по формулам:

$$r_1 = r_2 = (c/L)(A^2 + B^2)^{1/2}, \quad \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \arctg(B/A),$$

$$A = 2a_f \sin \chi_f + a_s \sin \chi_s + 2b_f + b_s, \quad B = 2a_f \cos \chi_f + a_s \cos \chi_s,$$

$$a_f = (1/2)\theta_f (K_{scat}^f)^{1/2}, \quad \chi_f = \arcsin[(K_{scat}^f)^{1/2}], \quad b_f = (1/2)\theta_f (\Gamma_{absorp}^f + \Gamma_{transm}),$$

$$a_s = (1/2)\theta_s (K_{scat}^s)^{1/2}, \quad \chi_s = \arcsin[(K_{scat}^s)^{1/2}], \quad b_s = (1/2)\theta_s \Gamma_{absorp}^s, \quad (3)$$

$$\theta_f = w_f/L, \quad w_f = (w_f^x w_f^y)^{1/2}, \quad \theta_s = w_s/L, \quad w_s = (w_s^x w_s^y)^{1/2},$$

$$w_f^z = \left(\frac{2\lambda l}{\pi}\right)^{1/2} \left[\frac{(3 - 2\zeta)^2}{4 - (2 - 3\zeta)^2} \right]^{1/4}, \quad w_s^z = \left(\frac{2\lambda l}{\pi}\right)^{1/2} \left[\frac{9}{4 - (2 - 3\zeta)^2} \right]^{1/4} \quad (z = x, y, \quad \zeta = \xi, \eta).$$

При использовании двух последних формул для w_f^z и w_s^z необходимо придерживаться следующего правила: если $z = x$, тогда $\zeta = \xi$, где $\xi = (4/3)(\sqrt{3}l/R)$; если же $z = y$, тогда $\zeta = \eta$, где $\eta = \sqrt{3}l/R$.

ЛГ с четырехзеркальным квадратным резонатором

Для такого прибора $\Gamma = 2(K_{scat}^f + \Gamma_{absorp}^f + \Gamma_{transm}) + 2(K_{scat}^s + \Gamma_{absorp}^s) + \Gamma_{differ}$, $L = 4l$, $M_g = 2\pi(l/\lambda)$. Параметры $r_{l(2)}$ и $\varepsilon_{l(2)}$ рассчитываются по формулам

$$r_1 = r_2 = (c/L)(A^2 + B^2)^{1/2}, \quad \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \operatorname{arctg}(B/A),$$

$$A = 2(a_f \sin \chi_f + a_s \sin \chi_s + b_f + b_s), \quad B = 2(a_f \cos \chi_f + a_s \cos \chi_s), \quad (4)$$

при этом выражения для оценки величин a_f , χ_f , b_f , a_s , χ_s , b_s , θ_f , w_f , θ_s , w_s остаются без изменений, а соотношения для расчета w_f^z , w_s^z принимают вид

$$w_f^z = \left(\frac{2\lambda l}{\pi}\right)^{1/2} \left[\frac{(4 - 7\zeta + 2\zeta^2)^2}{4 - (2 - 8\zeta + 3\zeta^2)^2} \right]^{1/4}, \quad w_s^z = \left(\frac{2\lambda l}{\pi}\right)^{1/2} \left[\frac{(4 - 3\zeta)^2}{4 - (2 - 8\zeta + 3\zeta^2)^2} \right]^{1/4}. \quad (5)$$

При использовании двух последних формул для w_f^z и w_s^z необходимо следовать правилу: если $z = x$, тогда $\zeta = \xi$, где $\xi = 2\sqrt{2}l/R$; если же $z = y$, тогда $\zeta = \eta$, где $\eta = \sqrt{2}l/R$.

В формулах (3)–(5) обозначено: a_f и a_s – модули локальных комплексных безразмерных коэффициентов связи встречных волн через обратное рассеяние излучения соответственно на плоских и сферических зеркалах; χ_f и χ_s – углы потерь на рассеяние на этих зеркалах; b_f – модули локальных комплексных безразмерных коэффициентов связи встречных волн через поглощение и пропускание излучения на плоских зеркалах; b_s – модули локальных комплексных безразмерных коэффициентов связи встречных волн через поглощение на сферических зеркалах; w_f и w_s – эффективные полуширины гауссова пучка рабочей TEM_{00q} моды ЛГ в сечениях, где расположены соответственно плоские и сферические зеркала; w_f^x , w_s^x и w_f^y , w_s^y – полуширины гауссова пучка в осевой плоскости $\{xz\}$ и сагиттальной плоскости $\{yz\}$ в указанных сечениях; θ_f и θ_s – половины углов, под которыми видны световые пятна диаметром $2w_f$ и $2w_s$ гауссова пучка на поверхностях соответственно плоских и сферических зеркал при условии, что они наблюдаются из центров этих же зеркал с расстояния L в ситуации, когда осевой контур кольцевого резонатора ЛГ развернут в прямую линию.

Библиографический список

- [1] Chow W.W., Gea-Banacloche J., Pedrotti L.M., Sanders V.E., Schleich W., Scully M.O. The ring laser gyro // Reviews of Modern Physics. – 1985. – Vol. 57, No. 1. – P. 61–104.
- [2] Wilkinson J.R. Ring lasers // Prog. Quant. Electr. – 1987. – Vol. 11. – P. 1–103.
- [3] Aronowitz F. Fundamentals of the ring laser gyro // In: Optical Gyros and their Application. NATO RTO AGARDograph 339. – 1999. – P.3-1–3-45.
- [4] Aronowitz F. Theory of a Traveling-Wave Optical Maser // Physical Review. – 1965. – Vol. 139, No. 3A. – P. A635–A646.
- [5] Aronowitz F., Collins R.J. Mode coupling due to backscattering in a He-Ne traveling-wave ring laser // Applied Physics Letters. –1966. – Vol. 9, No.1. – P. 55–58.
- [6] Aronowitz F., Collins R.J. Lock-In and Intensity-Phase Interaction in the Ring Laser // Journal of Applied Physics. – 1970. – Vol. 41, No. 1. – P. 130–141.
- [7] Aronowitz F. Loss Lock-In in the Ring Laser // Journal of Applied Physics. – 1970. – Vol. 41,
- [8] No. 6. – P. 2453–2456.
- [9] Ароновиц Ф. Лазерные гироскопы // Применения лазеров / Под ред. М. Росса. – М.: Мир,
- [10] 1974. – С. 182–269.
- [11] Aronowitz F. Effects of Radiation Trapping on Mode Competition and Dispersion in the Ring
- [12] Laser // Applied Optics. – 1972. – Vol. 11, No. 10. – P. 2146–2152.
- [13] Aronowitz F., Killpatrick J.E., Callaghan S.P. Power-Dependent Correction to the Scale Factor in the Laser Gyro // IEEE Journal of Quantum Electronics.–1974.–Vol. QE-10, No. 2.–P. 201–208.
- [14] Aronowitz F., Lim W.L. Positive scale factor correction in the laser gyro // IEEE Journal of Quantum Electronics. – 1977. – Vol. QE-13, No. 5. – P. 338–343.
- [15] M. Sargent III, M.O. Scully, W.E. Lamb, Jr. Laser Physics (Addison-Wesley, Reading, Mass.,
- [16] 1974).
- [17] Menegozzi L.N., Lamb W.E., Jr. Theory of a Ring Laser // Physical Review A. – 1973. – Vol. 8, No. 4. – P. 2103–2125.
- [18] Бондаренко Е.А. Частотная характеристика равномерно вращающегося лазерного гироскопа с неодинаковым усилением встречных волн // Квантовая электроника. – 2002. – Т. 32,
- [19] № 2. – С. 160–164.
- [20] Бондаренко Е.А. Полиномиальная модель частотной характеристики медленно

- [21] вращающегося вибрирующего лазерного гироскопа с неодинаковым
усилением встречных волн // Квантовая электроника. – 2004. – Т. 34, №
4. – С. 388–392.
- [22] Бирман А.Я., Савушкин А.Ф. Пленение резонансного излучения и
нелинейное взаимо-
- [23] действие волн в кольцевом лазере // Квантовая электроника. – 1978.–Т.
5, № 3.– С. 502–507.
- [24] Бирман А.Я., Петрухин Е.А., Савушкин А.Ф. Об одном методе
нелинейной спектроско-
- [25] пии с использованием кольцевого лазера // Квантовая электроника. –
1979. – Т. 6, № 12. –
- [26] С. 2627–2629.
- [27] Богданов В.В., Мынбаев Д.К. Зона захвата в кольцевом газовом лазере
// Оптика и спектроскопия. – 1971. – Т. 31, № 1. – С. 101–102.

УЗАГАЛЬНЕННЯ ДИНАМІЧНИХ МОДЕЛЕЙ МЕХАНІЧНИХ ВІБРАЦІЙНИХ ГІРОСКОПІВ ТА ПОКРАЩЕННЯ ЇХ ХАРАКТЕРИСТИК

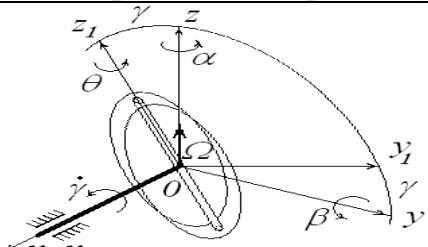
В.В.Гавриленко, Т.В.Степченко

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”
Київ, Україна.

Вступ

В більшості практичних випадків механічні вібраційні гіроскопи, у яких рух чутливого елементу, що спостерігається під час обертання основи, є коливальним, являють собою системи з двома степенями свободи, або які можуть бути представлені такими. При цьому заданий рух чутливого елемента може бути як коливальним, так і обертальним. Покажемо можливість та доцільність узагальнення математичних моделей основних видів механічних вібраційних гіроскопів і дослідимо їх динамічні характеристики. У вимірювачах кутових швидкостей використовується ефект Коріоліса, для виникнення якого в системі по одній із координат примусово збуджують коливання. Останнє є необхідною умовою виникнення реакції системи на переносний обертальний рух. Оскільки параметри збуджуваних коливань визначають коефіцієнт перетворення вимірювача, до їхньої стабільності пред'являють високі вимоги.

Основні кінематичні схеми вібраційних гіроскопів

Тип вібраційного гіроскопу	Диференційні рівняння руху
 <p>Рисунок 1. Роторний вібраційний гіроскоп</p>	$B\ddot{\theta} + f_{\theta}\dot{\theta} + [C_{\theta} + (A - B)\dot{\gamma}^2]\theta = A\dot{\gamma}\Omega \sin \gamma - B\dot{\Omega} \cos \gamma, \quad (1)$ <p>A, B – моменти інерції ротора відносно осей $x_1, y_1(z_1)$;</p> <p>C_{θ} – коефіцієнти жорсткості пружної осі на кручення при повороті ротора на кут θ;</p> <p>f_{θ} – коефіцієнт моменту сил опору;</p> <p>Ω – кутова швидкість переносного руху основи, що підлягає вимірюванню.</p>
	$B\ddot{\beta} + (B + C - A)\Omega\dot{\alpha} + f_{\beta}\dot{\beta} + c_{\beta}\beta = M_2 = M_y, \quad (2)$ $(C + c)\ddot{\alpha} - (B + C - A)\Omega\dot{\beta} + f_{\alpha}\dot{\alpha} + c_{\alpha}\alpha = M_1 = M_z,$ <p>A, B, C – моменти інерції маси відносно осей x, y, z</p> <p>С момент інерції карданової рамки відносно осі z</p>

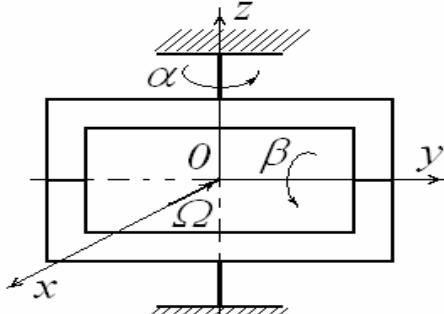
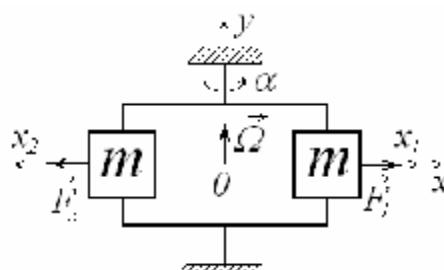
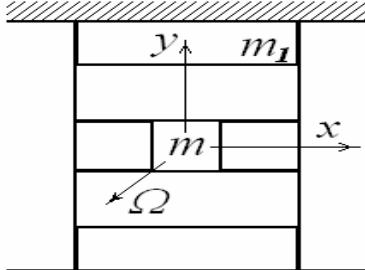
	інші позначення аналогічні (1). $c_{\alpha}c_{\beta}$ коефіцієнти жорсткості пружної осі на кручення при повороті ротора на кути α, β	
	$m\ddot{x} + f\ddot{x} + c_x x = 2F_x$. $I_y\ddot{\alpha} + f_a\dot{\alpha} + c_a\alpha = -2m\Omega\dot{x}$, I_y – момент інерції системи при $y_1 = y_2 = 0$, c_x – коефіцієнт жорсткості пружних елементів на прогин у напрямку осі x.	(3) (4)
	$(m + m_1)\ddot{x} - 2m\Omega\dot{y} + f_x\dot{x} + c_x x = F_x$, $m\ddot{y} + 2m\Omega\dot{x} + f_y\dot{y} + c_y y = F_y$. c_y і c_x жорсткостями пружних елементів на прогин	(5)

Рисунок 4. Вібраційний гіроскоп з поступальним рухом чутливого елемента

Враховуючи що $m_1 \ll m$ тоді кінематичну схему вібраційного гіроскопа з поступальним рухом чутливого елементом (Рис.4) можна представити, як показано на рис5.

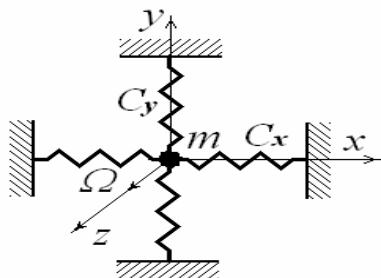


Рисунок 5. Кінематична схема вібраційного гіроскопа з поступальним рухом чутливого елемента.

Всі динамічні моделі можуть бути записані у вигляді

$$\begin{aligned}\ddot{x} - m_c \Omega \dot{y} + 2n_x \dot{x} + k_1^2 x &= F_1 \\ \ddot{y} + m_c \Omega \dot{x} + 2n_y \dot{y} + k_2^2 y &= F_2\end{aligned}\quad (6)$$

де позначені:

$$\begin{aligned}m_c &= \left\{ \frac{B+C-A}{C+c} \approx \frac{B+C-A}{B}; \frac{2m}{m} \approx \frac{2m}{m+m_1} \right\}, \\ k_1 &= \left\{ \frac{c_2}{c}, \frac{c_x}{m+m_1} \right\}, \quad k_2 = \left\{ \frac{c_\beta}{B}, \frac{c_y}{m} \right\}, \quad 2n_x = \left\{ \frac{f_\beta}{C+c}, \frac{f_x}{m+m_1} \right\}, \\ 2n_y &= \left\{ \frac{f_\alpha}{B}, \frac{f_y}{m} \right\}, \quad F_1 = \left\{ \frac{M_1}{B}, \frac{F_x}{m+m_1} \right\},\end{aligned}$$

Розв'язок системи рівнянь (6) в операторному вигляді для вимушених коливань

$$\begin{aligned}x(p) &= \frac{p^2 + 2n_y p + k_2^2}{\Delta_1 \Delta_2} F_1(p) + \frac{2\Omega p}{\Delta_1 \Delta_2} F_2(p), \\ y(p) &= -\frac{2\Omega p}{\Delta_1 \Delta_2} F_1 + \frac{p^2 + 2n_x p + k_1^2}{\Delta_1 \Delta_2} F_2,\end{aligned}\quad (7)$$

$$\Delta_1 = p^2 + 2n_1 p + \omega_1^2, \Delta_2 = p^2 + 2n_2 p + \omega_2^2, n_1 \approx n_x, n_2 \approx n_y$$

показує, що збурення вимушених коливань (заданий рух) і вимірювання вихідної координати (рух, що спостерігається) повинно відбуватися по взаємно перпендикулярних осіах. Це неважко встановити також із фізичних закономірностей роботи системи. Будемо вважати в подальшому $F_2 = 0$. Тоді вимущений рух системи буде

$$\begin{aligned}x(t) &= a_x \sin(\lambda t - \alpha_1 - \alpha_2 + \alpha_y), y(t) = -a_y \cos(\lambda t - \alpha_1 - \alpha_2); \\ a_x &= \frac{\sqrt{(k_2^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 k_2^2 \lambda^2}}{\sqrt{(\omega_2^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_2^2 \lambda^2}} \cdot \frac{a_1}{\sqrt{(\omega_1^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_1^2 \lambda^2}} \approx \frac{a_1}{\sqrt{(\omega_1^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_1^2 \lambda^2}} \approx a_{xn}, \\ a_y &= \frac{2\Omega \lambda}{\sqrt{(\omega_1^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_1^2 \lambda^2}} \cdot \frac{a_1}{\sqrt{(\omega_2^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \beta \omega_2^2 \lambda^2}}, \\ \operatorname{tg} \alpha_i &= \frac{2\zeta \omega_i \lambda}{\omega_i^2 - \lambda^2}; \operatorname{tg} \alpha_y = \frac{2\zeta k_2 \lambda}{k_2^2 - \lambda^2}, \\ \zeta &= \frac{n_1}{\omega_1} = \frac{n_2}{\omega_2} = \frac{n_y}{k_2}.\end{aligned}\quad (8)$$

Для збільшення чутливості системи до вимірюваної кутової швидкості Ω потрібно збільшити амплітуду спостережуваних коливань a_y , що можливо при резонансному режимі на частоті $\lambda = \omega_1$ або $\lambda = \omega_2$. При цьому знайдемо

$$\frac{a_y(\lambda = \omega_1 \approx k_1)}{a_y(\lambda = \omega_2 \approx k_2)} = \frac{\omega_2}{\omega_1},$$

звідки випливає, що збурення заданих коливань з частотою λ доцільно здійснювати на нижчій із власних частот ($\lambda \approx \omega_1 \approx k_1$). Із (8) також слідує, що в динаміці системи по збурюваній координаті (x) можна не враховувати впливу на неї

руху по другій координаті (y). Тоді диференційне рівняння заданого руху чутливого елемента для гіроскопів

$$\ddot{x} + 2n_x \dot{x} + k_1^2 x = F_1 = a_1 \sin \lambda t, \quad (9)$$

частинне рішення якого (вимушенні коливання) має вигляд

$$x = a_{xn} \sin(\lambda t - \alpha_x) = -a_{xn} \cos \lambda t, (\lambda \approx \omega_1 \approx k_1, \alpha_x \approx \frac{\pi}{2})$$

$$a_{xn} = \frac{a_1}{2\zeta k_1 \lambda}.$$

Вважаючи, що в більш загальному випадку основа здійснює гармонічні коливання за законом

$$\Omega = \Omega_0 \cos \nu t, \quad (10)$$

з врахуванням розв'язку рівняння (8) отримаємо математичну модель (6) руху гіроскопа по вихідній координаті

$$\begin{aligned} \ddot{y} + 2n_y \dot{y} + k_2^2 y &= -\Omega_0 a_V [\sin(\nu + \lambda)t - \sin(\nu - \lambda)t], \\ a_V &= \frac{1}{2} a_{xn} \lambda m_c = \frac{a_1 m_c}{4\zeta k_1}. \end{aligned} \quad (11)$$

Таким же рівнянням описується рух камертонного гіроскопа (4), для якого $\alpha = y$, $m_c = \frac{2m}{I_y}$.

Перетворивши праву частину рівняння (1), запишемо його для $\dot{y} = const$ у вигляді

$$\begin{aligned} \ddot{y} + 2n_y \dot{y} + k_2^2 y &= \Omega_0 [a_{V+} \sin(\nu + \lambda)t - a_{V-} \sin(\nu - \lambda)t], \\ a_{V\pm} &= \frac{a\lambda \pm \nu}{2}; a = \frac{A}{B}; k_2^2 = \frac{C_\theta + (A-B)\lambda^2}{B}; \theta = y; \lambda = \dot{y} \approx k_1. \end{aligned} \quad (12)$$

Особливістю отриманої динамічної моделі (11) та (12) вібраційного гіроскопа, є те, що при наявності кутової переносної швидкості в ній присутнє двучастотне збурення. Частоти цього збурення дорівнюють сумі та різниці частоти зміни переносної кутової швидкості та частоти збурення власних резонансних частот. Така структура диференційних рівнянь руху гіроскопу потребує розробки спеціальної методики аналізу динамічних властивостей.

Розв'язок рівняння (11) та (12)

$$\bar{y} = \frac{1}{2}(b_1 + b_2) \cos(\nu t - \alpha) = b \cos(\nu t - \alpha), \quad (13)$$

В роботі побудовані амплітудно-частотні та фазово-частотні характеристики (рис.6 та рис.7).

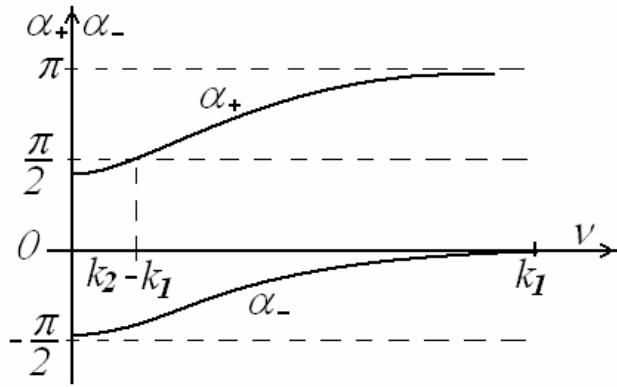


Рисунок 6. Фазові характеристики.

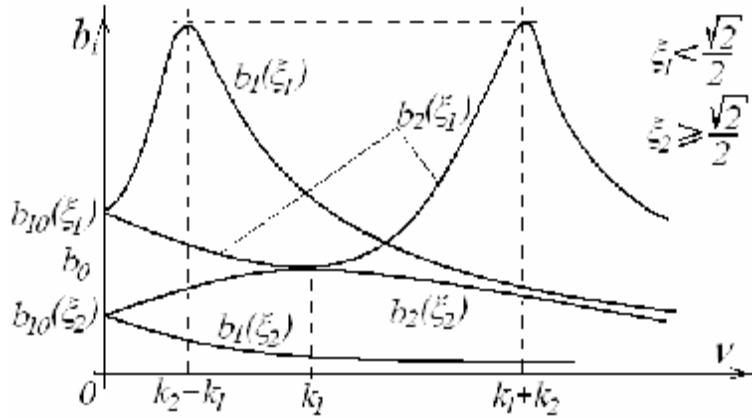


Рисунок 7. Амплітудно-частотні характеристики гіроскопа.

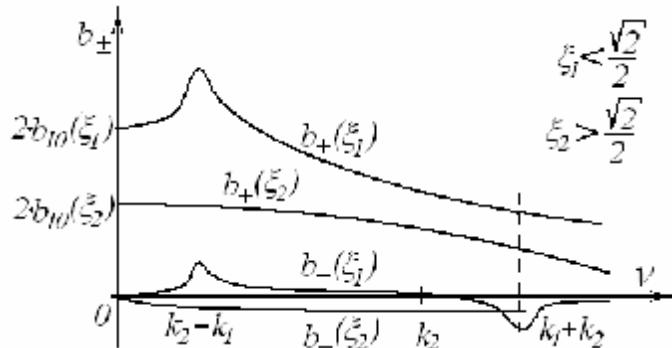


Рисунок 8. Результатуючі амплітудно-частотні характеристики гіроскопа.

Для кожного із двочастотних збурень та побудовані результуючі частотні характеристики (рис.8). Вони дозволили виділити корисну складову вихідного сигналу, яка пропорційна переносній кутовій швидкості (13) та квадратурну складову значно меншої амплітуди. Таким чином удалось побудувати компактне рішення рівнянь(11) та (12), як для одночастотного збурення. Не трудно бачити із рисунка 8 та рівняння (13), що рішення по своїм властивостям відповідає властивостям коливальної системи з однією ступінню вільності. Ця обстановка дозволила запропонувати еквівалентну математичну або динамічну модель вібраційного гіроскопа, яка описує рух системи по вихідній координаті для переносної кутової швидкості яка змінюється по довільному закону.

$$\ddot{y} + 2n_e \dot{y} + \omega_e^2 y = a_{ve} \Omega_{zo} \cos vt \quad (14)$$

Для забезпечення адекватної моделі її коефіцієнти повинні бути вибраними такими

$$n_e = n_2 = \xi_2 k_2, \quad \omega_e = k_2 - k_1, \quad \omega_e = \{k_2 - \dot{\gamma}, k_2 - \lambda\}, \quad \zeta_e = \zeta_2 \quad (15)$$

Тоді передаточна функція гіроскопа, як вимірювача кутової швидкості прийме вигляд

$$W(s) = \frac{y(s)}{\Omega(s)} = \frac{a_{ve}}{s^2 + 2n_e s + \omega_e^2} \quad (16)$$

Відповідні характеристики фази та частоти

$$W(v) = \frac{a_{ve}}{\sqrt{(\omega_e^2 - v^2)^2 + 4\zeta_e^2 k_2^2 v^2}}$$

$$\alpha(v) = -\arctg \frac{2\zeta_e k_2 v}{k_2^2 - v^2}$$

У випадку, якщо $v \ll k_2$, то $\alpha \approx -\arctg \frac{2\zeta_e v}{k_2^2}$

Математична модель (14) та передаточна функція (16) дозволяють легко застосувати методи теорії автоматичного управління для аналізу систем, які включають такі гіроскопічні сенсори. Ідентифікуючи параметри цієї системи, по побудованим раніше амплітудно-частотним характеристикам вібраційного гіроскопа отримано зв'язок параметрів моделі з коефіцієнтами гіроскопа (15). Отримана еквівалентна динамічна модель дозволяє застосовувати відомі методи аналізу динамічних властивостей вібраційного гіроскопа. Запропонована узагальнена математична модель розроблена для роторного вібраційного гіроскопа та проведено вибір його параметрів.

В роботі отримана модель коефіцієнта передачі, як нелінійна функція та обраховані коефіцієнти цієї моделі (17), як функції частоти вимірюваної кутової швидкості (9)

$$b(v) = b(0) + \frac{\partial b}{\partial v} \Big|_{v=0} v + \dots = b_{10} + b_{12} v^2 + \dots, \quad (17)$$

де

$$b_{12} = 2\Omega_0 a_V \left\{ \frac{6(k_2^2 - k_1^2 - 2\zeta^2 k_2^2)^2 k_1^2}{[(k_2^2 - k_1^2)^2 + 4\zeta^2 k_2^2 k_1^2]^2} + 2 \frac{k_2^2 - 2\zeta^2 k_2^2 - 3k_1^2}{[(k_2^2 - k_1^2)^2 + 4\zeta^2 k_2^2 k_1^2]^3} \right\},$$

У разі роторного вібраційного гіроскопа у виразі b_{12} маємо $a_V = a_{V+}(0) = a_{V-}(0) = \frac{a\dot{\gamma}}{2}$.

Динамічна помилка системи $\Delta b = b - b_{10} = b_{12}v^2$ характеризує відхилення коефіцієнта передачі від його статичного значення b_{10} при вимірюванні частоти кутової швидкості основи. Із (16) для динамічної помилки одержимо при $k_2 \gg k_1$:

$$\Delta b \approx \frac{2\Omega_0 a_V (k_2^2 - 2k_1^2)}{(k_2^2 - k_1^2)^3} v^2,$$

а при $k_2 = k_1$:

$$\Delta b \approx -\frac{\Omega_0 a_V}{2\zeta_2^2 k_1^4} v^2.$$

Динамічну помилку вимірювання кутової швидкості основи можна апроксимувати квадратичною функцією його коливань.

Підвищення чутливості вимірювача досягається збільшенням амплітуди a_y коливань по координаті у, що спостерігається, (виходній) (6). Для цього в системі реалізують резонансний режим роботи. З огляду на те, що власні частоти системи вимірюються в процесі роботи вимірювача, і базуючись на властивостях амплітудно-частотних характеристик коливальних систем, у датчика кутової швидкості (ДКШ) забезпечують вибір параметрів, при яких $\omega_l < \omega_2$, $\omega_l \approx \omega_2$, а частоту λ збуджуючого впливу "настроюють" на власну частоту ω_l ($\lambda = \omega_l$). Таким чином, резонансний режим коливань досягається по збуджуваній координаті шляхом відповідним чином сформованого управління в контурі збудження.

У цьому випадку з виразів (6) одержимо

$$\begin{aligned} \varphi &\approx \varphi_2 \approx 0, \varphi_1 \approx \frac{\pi}{2}, \\ x &= -\frac{F_x}{2h_1\lambda} \cos \lambda t = -a_x \cos \lambda t, \\ y &= \frac{\Omega F_x}{h_1 \sqrt{(\omega_2^2 - \lambda^2)^2 + 4h_2^2\lambda^2}} \sin \lambda t = a_y \sin \lambda t, \\ a_y &= \frac{2\Omega v}{h_1 \sqrt{(\omega_2^2 - v^2)^2 + 4h_2^2\lambda^2}} a_x \end{aligned} \tag{18}$$

Амплітуда коливань a_y (18) вихідної координати вимірювача у випадку лінійної системи (6) обмежується силами в'язкого опору, пропорційними швидкостям переміщення чутливого елемента в першому ступені. Забезпечення дешевизни вимірювача для масового застосування вимагає максимального спрощення технології виготовлення, у тому числі відсутності спеціального газонаповнення. Це, у свою чергу, породжує нестабільність коефіцієнта в'язких втрат (коефіцієнта демпфірування). Тому виникає проблема зменшення впливу цієї нестабільності на ДКШ без технологічних ускладнень конструкції.

Виключити або зменшити вплив нестабільності коефіцієнта демпфірування на функцію перетворення вимірювача (амплітуду a_y) можливо організацією автоколивального режиму роботи системи (6) по збуджуваній координаті x . У цьому випадку необхідно ввести спеціальний закон управління в контурі збудження. Так як автоколивання будуть відбуватися з власною частотою ω_1 сис-

теми (6), а частота λ збуджуючого впливу вибирається рівною частоті ω_1 , в системі буде мати місце синхронізація автоколивань.

Вибір законів управління автоколиваннями в числі інших має на меті подавити вплив у системі в'язкого тертя.

Оскільки в системі (6) рух по збуджуваній координаті x визначається збуджуючим впливом, перше рівняння системи можна розглядати незалежно. Вводячи функцію управління коливаннями $f(x, \dot{x})$, що включає для компактності запису демпфірування системи, перше рівняння системи (6) представимо у вигляді

$$\ddot{x} + k_1^2 x = f(x, \dot{x}) + F_{xo} \sin \lambda t, \quad (19)$$

де $f(x, \dot{x})$ в загальному випадку нелінійна функція.

Оскільки коливання в системі (19) відповідають головному резонансу $\lambda \approx k$, розв'язання рівняння (19) у першому наближенні будемо шукати у вигляді

$$x = a \cos(\nu t + \vartheta) = a \cos \psi, \quad (20)$$

де a і ϑ визначаються з рівнянь

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= -\delta_e a - \frac{F_x}{k + \nu} \cos \vartheta, \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= k_e - \nu + \frac{F_x}{a(k + \nu)} \sin \vartheta. \end{aligned} \quad (21)$$

де δ_e і k_e є відповідно еквівалентний декремент загасання й еквівалентна частота нелінійних власних коливань системи (19).

$$\begin{aligned} \delta_e &= \frac{1}{2\pi a k} \int_0^{2\pi} f(x, \dot{x}) \sin \psi d\psi, \\ k_e &= k - \frac{1}{2\pi a k} \int_0^{2\pi} f(x, \dot{x}) \cos \psi d\psi. \end{aligned} \quad (22)$$

Для стаціонарних коливань, що представляють найбільший інтерес, виключивши у (21) фазу ϑ , знайдемо залежність між амплітудою a і частотою ν зовнішньої сили

$$a^2 [(k_e^2 - \nu^2)^2 + 4\nu^2 \delta_e^2] = F_x^2. \quad (23)$$

Рівняння (9) співпадає за формою з аналогічним рівнянням для амплітуди коливань лінійної системи.

Як бачимо з рівняння (23), для зменшення впливу на амплітуду стаціонарних коливань в'язкого опору, нелінійна функція управління коливаннями $f(x, \dot{x})$ повинна в першу чергу формувати структуру еквівалентного декремента загасання δ_e (22).

З можливого різноманіття функцій управління зупинимося на тих із них, що представляють, виходячи зі сказаного, найбільший інтерес. Використовуючи (22), визначимо для них еквівалентні декременти загасання:

1. $f(x, \dot{x}) = -2h\dot{x} + u\dot{x}^3, \quad \delta_e = h - \frac{3}{8}uv^2a^2, \quad k_e = k,$
2. $f(x, \dot{x}) = -2h\dot{x} + u\dot{x}x^2, \quad \delta_e = h - \frac{1}{16}ua^2, \quad k_e = k,$
3. $f(x, \dot{x}) = -2h\dot{x} + usign\dot{x}, \quad \delta_e = h - \frac{2u}{\pi av}, \quad k_e = k.$

У цих випадках (24) вибором величини керуючого впливу i можна зменшувати вплив сил в'язкого опору в системі на амплітуду стаціонарних коливань.

Використовуємо рівняння (23) для знаходження амплітуди автоколивань у системі (19) при нелінійних функціях управління (10).

Вважаючи в (23) $F_x=0$ і з огляду на те, що частота автоколивань $v=k$, одержимо для амплітуди автоколивань

$$\begin{aligned} 1. \quad a^2 &= \frac{8h}{3v^2u} = \frac{8\xi}{3vu}, \quad h = k\xi, \\ 2. \quad a^2 &= \frac{16h}{u} = \frac{16\xi}{ku}, \\ 3. \quad a &= \frac{2u}{\pi kh}. \end{aligned}$$

При дії на автоколивальну систему гармонійної збуджуючої сили (19) буде відбуватися синхронізація автоколивань. З рівняння (23) у цьому випадку визначимо рівняння амплітудно-частотних кривих, які з точністю до величин більш високого порядку малості мають вигляд

$$1. \quad v_0 = \sqrt{1 \pm \sqrt{\frac{F_x^2}{k^4a^2} - 4(\xi - \frac{3}{8}uka^2)^2}}, \quad (25)$$

$$2. \quad v_0 = \sqrt{1 \pm \sqrt{\frac{F_x^2}{k^4a^2} - 4(\xi - \frac{1}{16k}a^2)^2}}, \quad (26)$$

$$3. \quad v_0 = \frac{2u\xi \pm \sqrt{[(1-v_0^2)^2 + \xi^2]\pi^2k^4F_x^2 - 4(1-v_0^2)^2u^2}}{\pi k^2[(1-v_0^2)^2 + \xi^2]}, \quad v_0 = \frac{v}{k}. \quad (27)$$

Амплітудно-частотні характеристики коливальної системи схожі на відповідні для лінійної системи. Дослідження стійкості стаціонарних коливань не виявляє в них яких-небудь особливостей.

Максимальне значення амплітуда синхронних автоколивань досягає при частоті збуджуючого впливу $v=k$ ($v_0=1$), так як еквівалентна власна частота (24) нелінійної системи збігається з відповідною частотою лінійної системи. Це значення при різних функціях управління буде

$$1. \quad 2a_{\max}k^2 \left| \zeta - \frac{3}{8}uka_{\max}^2 \right| = F_x, \quad (28)$$

$$2. \quad 2a_{\max} \left| \zeta - \frac{u}{16k}a_{\max}^2 \right| = F_x, \quad (29)$$

$$3. \quad a_{\max} = \frac{1}{\zeta} \left(\frac{2u}{\pi k^2} + F_x \right). \quad (30)$$

Як бачимо (30), максимальне значення амплітуди коливань у випадку релейного закону функції управління (24), як і у випадку лінійної коливальної системи, визначається силами в'язкого тертя ($h=k\zeta$). Отже, для досягнення поставленої мети необхідно обмежитися першими двома функціями управління (24). У цих випадках можливо значно зменшити вплив сил опору середовища, якщо виконати умову відповідно для (28) та (29)

$$\begin{aligned}\xi_e &= \frac{3}{8}uka_{\max}^2 \gg \xi, \\ \xi_e &= \frac{u}{16k}a_{\max}^2 \gg \xi.\end{aligned}\tag{31}$$

Тоді максимальне значення амплітуд приблизно буде визначатися виразами відповідно

$$a_{\max}^3 = \frac{4F_x}{3uk^3}, \quad a_{\max}^3 = \frac{8vF_x}{uk}.\tag{32}$$

або

$$a_{\max} = \frac{F_x}{2k^2\xi_e} = \frac{F_x}{2kh_e}.\tag{33}$$

Амплітуди коливань (32), (33) є амплітудами збуджуваних коливань по координаті x системи (5): $a_{\max}=a_x$. Тоді амплітуда коливань, що спостерігаються (вихідних) a_y , буде залежати від амплітуди a_x (32), (33), на яку сили в'язкого опору помітно не впливають (у першому наближенні).

Висновки

Вібраційні гіроскопи різних кінематичних схем можуть описуватися узагальненою математичною моделлю, яка відображає всі їхні істотні динамічні властивості. Запропонована математична модель дозволяє дослідити амплітудні та фазові частотні характеристики й вибирати параметри системи. Еквівалентна математична модель дає можливість отримати передатну функцію вібраційного гіроскопа, як структурної ланки системи керування чи навігації. Сформувавши закони управління автоколивальним контуром відповідно до перших двох функцій (24), можливо синхронізувати автоколивання, амплітуда яких буде визначатися переважно параметрами системи і функції управління. Тоді вплив сил в'язкого тертя, що діють на систему ззовні, удасться виключити, що підвищує стабільність коефіцієнта перетворення вимірювача.

Бібліографічний список

- [1] E.Gai. Guiding munitions with micromechanical INS/GPS system // Интегрированные системы навигации: Сб. статей. – СПб, 2004. – С. 101–109.
- [2] W. Geiger, J. Freuch, M. Bramaier etc. Daved – LL – a novel gyroscope in SOI – technology // Symposium Gyro Technology, 2001. – Stuttgart. – P.5.0 – 5.8.
- [3] Коновалов С.Ф., Кулешов А.В., Носов Н.А., Подчезерцев В.П., Фатеев В.В., Фролов Е.Н., Квон К.Б., Нам С.В. Вибрационные датчики угловой скорости. 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам 26-28 мая, 2003.с. 261-271.
- [4] Апостолюк В. О. Апостолюк О.В. Збрзуцький О.В. Метод синтезу датчика кутової швидкості на динамічно настроюваному гіроскопі. Наукові вісті. Національний Технічний Університет України ”Київський політехнічний інститут“
- [5] Брозгуль Л.И., Смирнов Е.Л. Вибрационные гироскопы.- М.: Машиностроение, 1970.-216 с.
- [6] Иориш Ю.И. Вибрационный гироскоп на произвольно-подвижном основании.- Научные доклады высшей школы. Машиностроение, 1959, № 1. с.49-59
- [7] Л.И.Брозгуль, Е.Л. Смирнов. Вибрационные гироскопы. История механики гироскопических систем. Наука, 1975. с. 43-62.
- [8] Боголюбов Н. Н., Митропольский Ю.А. Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний. – М.: Наука, 1974. – 501с.
- [9] Апостолюк В.О., Апостолюк О.В., Збрзуцький О.В. Метод синтезу датчика кутової швидкості на динамічно настроюваному гіроскопі. Наукові вісті. Національний технічний Університет України ”Київський політехнічний інститут“ № 5, 2000р.с.103-109.
- [10] Пановко Я.Г. Введение в теорию механических колебаний. – М.: Наука, 1971. – 239с.
- [11] Ден- Гартог Механические колебания. – М.: Наука, 1960 – 580с.

АЛГОРИТМІЧНА КОМПЕНСАЦІЯ ПОХИБОК МІКРОМЕХАНІЧНИХ
ДАТЧІКІВ КУТОВОЇ ШВІДКОСТІ

В.О. Кулик

Національний Технічний Університет України
"Київський Політехнічний Інститут",
м. Київ, Україна.

ALGORITHMIC COMPENSATION OF MICRO-MECHANICAL GYRO'S
ERRORS

Kulyk, V.O.

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnic Institute”,
Kiev, Ukraine.

Вступ.

Останнім часом зростає потреба в недорогих та малогабаритних датчиках кутової швидкості для використання в цілому ряді задач авіаційної, космічної та автомобільної промисловості, зокрема в задачах орієнтації та навігації. Таким потребам відповідають мікромеханічні датчики кутової швидкості. Але при малих розмірах та низькій вартості вони мають досить низьку точність. За умови неможливості впливати на окремі конструктивні параметри мікромеханічних датчиків проблема підвищення їх точності може бути вирішена за допомогою алгоритмічної компенсації їхніх похибок.

Метою даної роботи є ідентифікація основних похибок мікромеханічних датчиків кутової швидкості (мікромеханічних гіроскопів) для їх подальшої алгоритмічної компенсації, що дозволить використовувати мікро механічні гіроскопи (ММГ) для вирішення більш широкого кола задач, наприклад, задач інерціальної навігації.

Актуальність роботи полягає в тому, що розроблена методика ідентифікації основних похибок ММГ дозволяє розширити сферу можливого використання мікромеханічних датчиків.

Модель похибок.

Найбільший вплив на точність мікромеханічних датчиків кутової швидкості здійснюють теплові поля та постійні прискорення, оскільки навіть малі температурні деформації та переміщення в порівнянні з розмірами конструктивних елементів є значними. Крім того, високий рівень шуму вихідного сигналу мікромеханічних датчиків значно ускладнює їх використання поблизу порогу чутливості.

Враховуючи загальний вигляд математичної моделі мікромеханічних гіроскопів [1], вихідний сигнал ММГ при постійній, або повільно змінній, переносній кутовій швидкості основи може бути представлений у вигляді

$$U = U_0 + \sum_{i=1}^n K_i \Omega^i, \quad (1)$$

де U – вихідний сигнал датчика; Ω – переносна кутова швидкість основи; K_i – коефіцієнти передачі; U_0 – нульовий сигнал датчика, який включає в себе всі адитивні похибки.

Модель вихідного сигналу було прийнято в нелінійному вигляді для врахування можливих нелінійних впливів на сигнал з боку електричної схеми або дефектів конструкції.

Для ідентифікації коефіцієнтів K_i в моделі вихідного сигналу можна скористатись, наприклад, методами регресійного аналізу. Степінь поліному n знаходимо з критерію малої зміни дисперсії [2], згідно якого, найкращим ступенем є найменше значення n для якого $\sigma_n \approx \sigma_{n+1}$.

Після отримання остаточних значень степені поліному n та коефіцієнтів K_i слід оцінити повторюваність визначених даних та адекватність отриманої моделі.

Загальну модель похилок нульового сигналу записуємо у вигляді

$$U_0 = U_{0C} + U_{0t}(t) + U_{0w}(\mathbf{w}) + U_{0T}(T) + U_\xi(t),$$

де U_{0C} – постійний сигнал; U_{0t} – дрейф гіроскопа у часі; U_{0w} – складова, що визначає залежність нульового сигналу від постійного прискорення; U_{0T} – температурна похилка; U_ξ – випадкова складова (шум вихідного сигналу).

Для ідентифікації перших чотирьох складових випадкову складову похилки можна прийняти за білий шум, інтенсивність якого має певне значення для конкретного ММГ. Залишимо лише складові, що не змінюються або повільно змінюються із часом. Тоді модель похилок нульового сигналу приймає вигляд

$$U_0 = U_{0C} + U_{0t}(t) + U_{0w}(\mathbf{w}) + U_{0T}(T).$$

Для визначення похилки ММГ від зміни температури представимо її модель у поліноміальному вигляді.

$$U_{0T} = \sum_{i=0}^{n_T} K_i^T \cdot T^i,$$

де T – температура гіроскопа; K_i^T – масштабний коефіцієнт при i -му члені поліному; n_T – степінь поліному температурної похилки.

Таким чином, для ідентифікації коефіцієнтів моделі температурної похилки можемо скористатись тим самим математичним апаратом, що й при визначені коефіцієнтів передачі в виразі (1).

Оскільки мікромеханічні датчики кутової швидкості мають чутливість до лінійного прискорення вздовж усіх трьох координатних осей, загальну модель похилки ММГ від лінійного прискорення запишемо у вигляді

$$U_{0w} = \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^{n_w} K_{ij}^w \cdot w_i^j, \quad (2)$$

але, оскільки в реальних задачах вибір степені полінома (2) $n_w > 1$ не призводить до значного виграшу в точності, але при цьому значно ускладнюється алгоритм компенсації, то модель похиби від лінійного прискорення спрошується до вигляду

$$U_{0w} = \sum_{i=1}^3 K_i^w \cdot w_i, \quad (3)$$

де w_i – лінійне прискорення вздовж i -ї координатної осі; K_i^w – масштабний коефіцієнт моделі похиби при дії прискорення вздовж i -го напрямку.

В окремих випадках слід враховувати перехресну дію лінійних прискорень, тоді вираз (3) запишемо в матричному вигляді

$$U_{0w} = \mathbf{K}^w \cdot \mathbf{w},$$

де \mathbf{K}^w – матриця 3x3 коефіцієнтів моделі похиби від прискорення; \mathbf{w} – вектор лінійних прискорень, які діють на ММГ.

Модель дрейфу гіроскопа в часі задамо аналогічно виразу моделі температурної похибки

$$U_{0t} = \sum_{i=1}^{n_t} K_i^t \cdot t^i,$$

де K_i^t – коефіцієнт моделі дрейфу гіроскопа у часі; t – час; n_t – ступінь поліному моделі дрейфу гіроскопа у часі.

Як вже було вказано вище, високий рівень шуму вихідного сигналу мікромеханічних датчиків значно ускладнює роботу з цими датчиками. Для зменшення амплітуди шумів ММГ був розроблений алгоритм виділення математичного очікування дискретного вихідного сигналу в реальному часі. Цей алгоритм дозволяє виділити математичне очікування вихідного сигналу ММГ в слабо-коливальній формі або у формі майже постійного сигналу, в залежності від значення регулюючого параметра алгоритму. При цьому частота дискретизації сигналу залишається незмінною, а амплітуда шуму зменшується у 5–7 разів (див. рис.1).

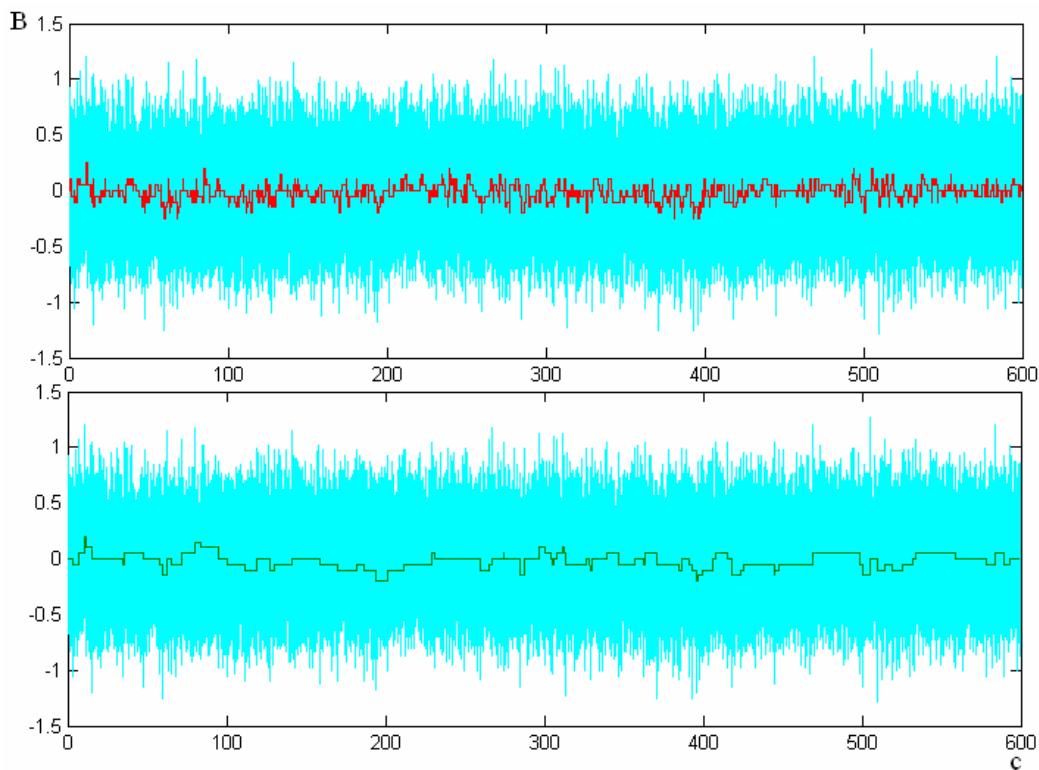


Рисунок 1. Результати обробки вихідного сигналу ММГ при різних значеннях регулюючого параметра алгоритму.

Ще однією з особливостей розробленого алгоритму є те, що він дозволяє надійно виділяти корисну складову вихідного сигналу навіть при його зміні з амплітудою меншою за амплітуду шумів вихідного сигналу (див. рис.2).

Так само надійно виділяється корисний сигнал і в тому випадку, коли він пропорційний до часу (див. рис.3).

Специфіка алгоритму дозволяє проводити автоматичну корекцію регулюючих параметрів в залежності від характеру зміни сигналу, що дозволяє адаптувати вихідний сигнал для отримання однаково добрих результатів в широкому діапазоні зміни сигналу.

В перспективі, на базі розробленого алгоритму, планується розробити систему автокалібрівки для автоматичного визначення параметрів моделі похибок ММГ вже на перших хвилинах роботи.

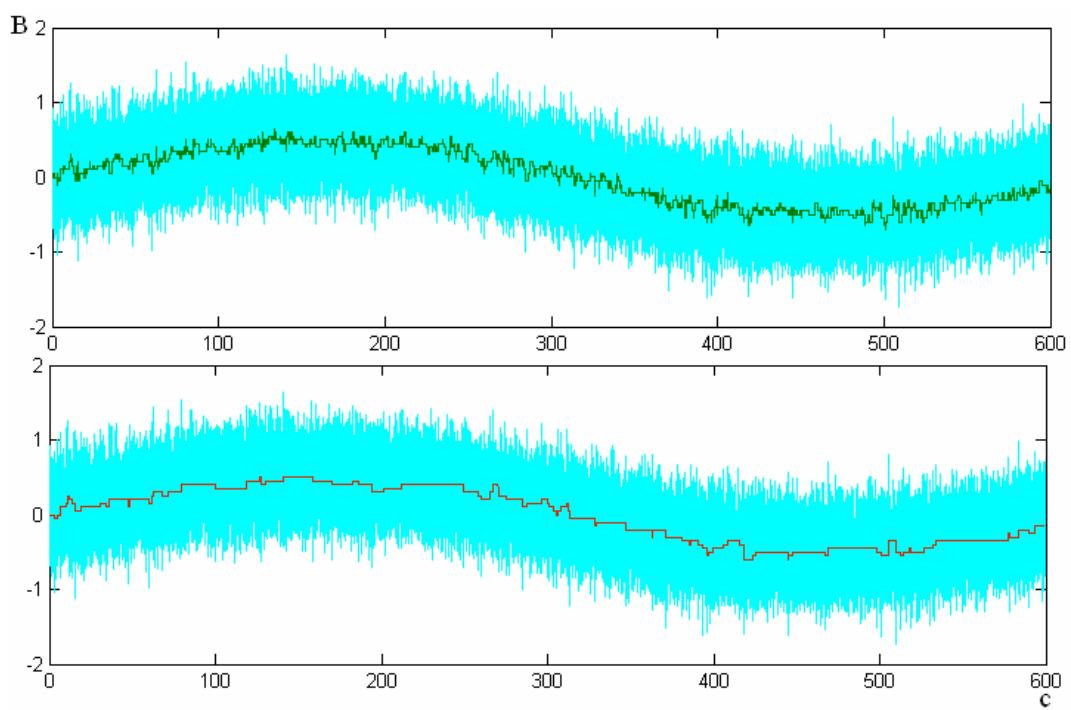


Рисунок 2. Результати обробки сигналу ММГ при гармонійному корисному сигналі.

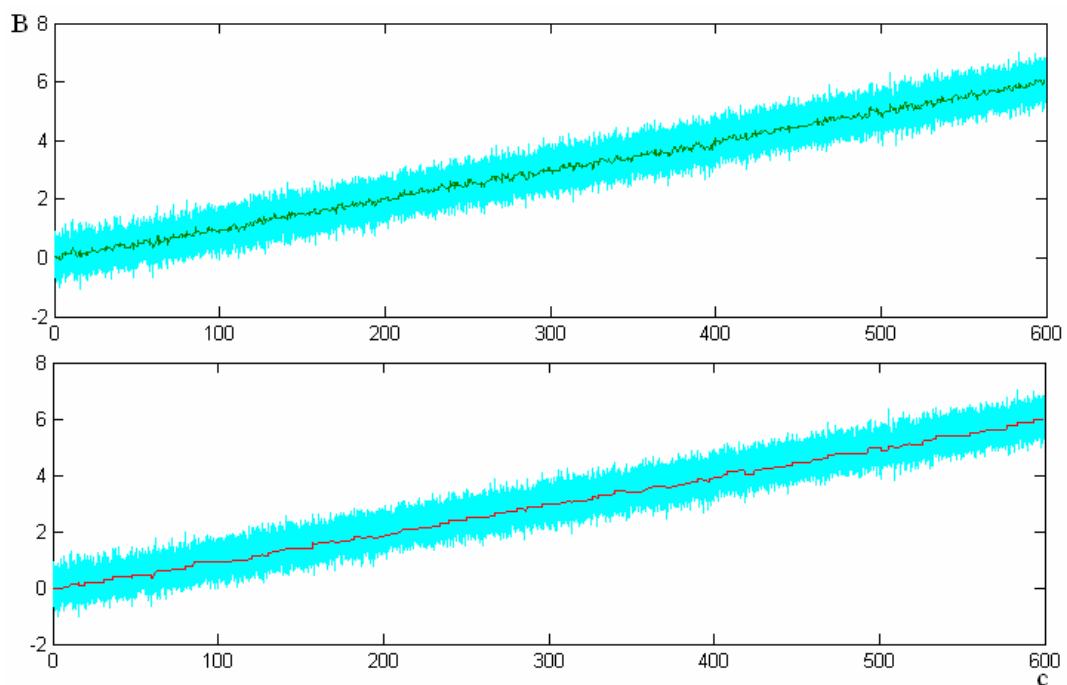


Рисунок 3. Результати обробки сигналу ММГ при корисному сигналі пропорційному до часу.

Висновки.

За результатами роботи були отримані моделі похибок мікро механічного датчика кутової швидкості від температури, лінійного прискорення та дрейфу із часом.

За розробленою методикою було проведено ряд випробувань, які показали адекватність отриманих математичних моделей похибок ММГ. Були отримані коефіцієнти моделі похибок та реалізований алгоритм їх компенсації.

Для зменшення впливу шумів вихідного сигналу ММГ було розроблено алгоритм виділення математичного очікування дискретного вихідного сигналу в реальному часі, базова версія якого дозволила зменшити амплітуду шумів на виході ММГ у 5–7 разів.

Планується провести оптимізацію розробленого алгоритму для підвищення якості оцінки. Використовуючи в алгоритмі інтелектуальні методи оцінювання планується реалізувати корекцію малих адитивних складових похибки, отриманих в результаті недокомпенсації через зміну параметрів похибок з часом.

Бібліографічний список

- [1] О.В. Збрucz'кий, В.В. Гавриленко, Т.В. Стеценко. Узагальнення математичних моделей і динамічних характеристик механічних вібраційних гіроскопів.// Вісник ЧДТУ. – 2006. – спецвипуск. – с. 29-35.
- [2] Д. Гроп. Методы идентификации систем. – М.: Мир, 1979. – 302 с.

ДИНАМІКА БАЛОЧНОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА

О.В. Збруцький, .В.А.Снігур

Національний технічний університет України

“Київський політехнічний інститут”,

м.Київ, Україна

zbrutsky@cisavd.ntu-kpi.kiev.ua, v.snigur@seznam.cz

DYNAMICS OF VIBRATING BEAM GYRO

O.Zbrutskyy, V.Snigur

National Technical University of Ukraine

“Kyiv polytechnic institute”, Kyiv, Ukraine.

Вступ

Розвиток та удосконалення елементної бази гіроскопічних систем привело до можливості створення принципово нових чутливих елементів, виробляємих у габаритних розмірах та по технологіям, що є характерними для інтегральних мікросхем. До чутливих елементів такого класу відносяться твердотільні вібраційні датчики кутових швидкостей, запатентовані у 1975–85 рр..[4]

Для цих приладів характерна проста й компактна конструкція, яка є легко пристосувеною до масового виробництва. У якості чутливих елементів для таких типів гіроскопів використовують 3-х або 4-хгранні балки. Балка здійснює згинні збуджуванні коливання у площині симетрії й при появі кутової швидкості вздовж осі балки, під впливом сил Коріоліса, починає поливатись у площині, що є перпендикулярною до площини збудження.

У той же час питання теорії цих гіроскопів вивчені недостатньо. У літературі описані їх принцип дії з використанням простіших математичних моделей для пружнозв'язаних зосереджених мас.[5] Такі моделі не дозволяють адекватно описати притаманні балочним гіроскопам властивості та розробити методики проектування приладів з необхідними характеристиками.

Постановка задачі дослідження

Усі вібраційні гіроскопи можна поділити на два класи [1]: роторні вібраційні гіроскопи та осциляторні вібраційні гіроскопи.

Для перших характерним є обертальний рух чутливого елемента (ЧЕ) [7], а для других – коливальний рух ЧЕ.

Осциляторні вібраційні гіроскопи (ОВГ) в свою чергу можна поділити на два види: ОВГ с зосередженими параметрами та ОВГ с розподіленими параметрами.

До первого виду належать вібраційні гіроскопи (ВГ), конструкція яких дозволяє виділення зосередженої маси ЧЕ, що дає можливість описати рух ЧЕ гіроскопу звичайними диференціальними рівняннями. До другого – ВГ з розподіленою масою ЧЕ рух гіроскопу описується диференціальними рівняннями у

часткових похідних [1]. Такі математичні моделі не дозволяють застосувати для аналізу динаміки систем керування з цими гіроскопами широко застосовувані методи теорії автоматичного керування [6].

Дослідимо динаміку балочного вібраційного гіроскопу з розподіленими параметрами та розробимо його еквівалентну математичну модель в звичайних диференціальних рівняннях аналогічних роботі [3].

Модель балочного вібраційного гіроскопу

ЧЕ балочного вібраційного гіроскопу (БВГ) являє собою стрижень постійного прямокутного перерізу з жорстким відносно лінійних та пружним відносно кутових переміщень закріпленим кінців (Рис.1).

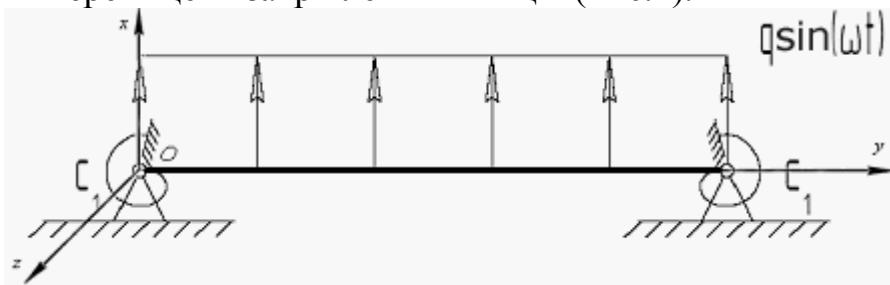


Рисунок 1. Кінематична схема ЧЕ балочного вібраційного гіроскопу

Введемо геометричні параметри для балки наступним чином: a – висота балки, b – ширина, L – дліна стрижня (рис.2)

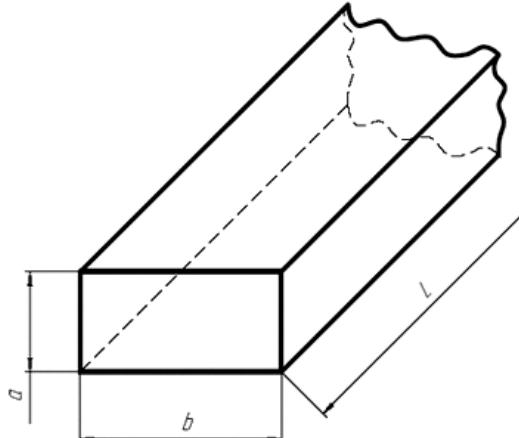


Рисунок 2. Геометричні параметри ЧЕ БВГ

Визначення математичної моделі

Збудження коливань відбувається у напрямку вісі Ох створюваним розподіленим навантаженням $q \sin \omega t$ (плошина xOy), вісь Оу направлена вздовж балки, а коливання у напрямку вісі Oz (плошина zOy) є вихідними.

Для визначення власних частот коливання для різних форм та амплітудної функції було використано наступне рівняння [2]:

$$\frac{\partial^4 x}{\partial y^4} + \frac{\rho F}{EJ} \cdot \frac{\partial^2 x}{\partial t^2} = 0 \quad (1)$$

Розв'язком даного рівняння для власних форм коливань є множина звичайних диференціальних рівнянь:

$$\frac{d^4 W}{dy^4} - k^4 W = 0 \quad (2)$$

$$\text{де } k_l^4 = \frac{m_1 \omega_c^2}{EJ}, m_1 = \rho \cdot F$$

Загальний розв'язок рівняння (2) знаходимо за формулою:

$$W(y) = C_1 K_1(ky) + C_2 K_2(ky) + C_3 K_3(ky) + C_4 K_4(ky) \quad (3)$$

де $K_{1,3}(ky) = \frac{ch(ky) \pm \cos(ky)}{2}$, $K_{2,4}(ky) = \frac{sh(ky) \pm \sin(ky)}{2}$ - функції Крилова, C_i - постійні коефіцієнти ($i \in [1,4]$).

Розв'язок рівняння (3) будемо знаходити, використовуючи граничні умови на кінцях балки (Рис 1), використовуючи властивості функції Крилова, а також вирази для $\frac{dW}{dy}$ і $\frac{d^2 W}{dy^2}$. Тоді отримаємо наступні вирази:

$$W_l(y) = \frac{EJ \cdot k_l}{c_1} \cdot K_2(ky) + K_3(ky) - \frac{EJ \cdot k_l \cdot K_2(k_l L) + K_3(k_l L) \cdot c_1}{c_1 \cdot K_4(k_l L)} K_4(ky) \quad (4)$$

$$\omega_c = \lambda^2 \cdot \sqrt{\frac{EJ}{m_1 \cdot L^4}}$$

де λ знаходиться як невідома частотного рівняння балки.

Як було зазначено вище ЧЕ БВГ являє собою балку, згідно теорії коливань ми можемо представити загальне диференціальне рівняння руху по двом осям [2].

$$\rho F \cdot \ddot{x} + \rho F \cdot \dot{x} \cdot b_2 + \frac{\partial^2}{\partial y^2} \left[EJ \left(1 + b_1 \frac{\partial}{\partial t} \right) \frac{\partial^2 x}{\partial y^2} \right] = q_x(y) \sin(\omega t) \quad (5)$$

$$\rho F \cdot \ddot{z} + \rho F \cdot \dot{z} \cdot b_2 + \frac{\partial^2}{\partial y^2} \left[EJ \left(1 + b_1 \frac{\partial}{\partial t} \right) \frac{\partial^2 z}{\partial y^2} \right] = q_z(y) \cos(\omega t)$$

Рішенням даного рівняння за умови тривіальних початкових умов буде наступний вираз:

$$x(y, t) = \sum_{l=1}^{\infty} \frac{W_{lx}(y) \int_0^L q_x(y) \cdot W_{lx}(y) dy}{M_{lx} \sqrt{(\omega_{lx}^2 - \omega^2)^2 + 4h_{lx}^2 \omega^2}} \sin(\omega t - \varphi_{lx}) \quad (6)$$

$$z(y, t) = \sum_{l=1}^{\infty} \frac{W_{lz}(y) \int_0^L q_z(y) \cdot W_{lz}(y) dy}{M_{lz} \sqrt{(\omega_{lz}^2 - \omega^2)^2 + 4h_{lz}^2 \omega^2}} \cos(\omega t - \varphi_{lz})$$

де ω – частота збурення, ω_l – частота власних коливань ЧЕ БВГ на l -ій формі коливань по відповідним осям (Ox чи Oz), $W_l(y)$ – амплітудна функція для l -ої форми коливань, q_x – розподілене навантаження, $M_l = \int_0^L \rho F \cdot W_l^2(y) dy$,

$h_l = \frac{b_2 + b_1 \cdot \omega_l^2}{2}$ – коефіцієнт демпфірування по відповідним осям (Ox чи Oz),
 $\operatorname{tg}(\varphi_l) = \frac{2h_l \cdot \omega}{\omega_l^2 - \omega^2}$, b_1 – гістерезисний коефіцієнт несинфазного відхилення від за-

кону Гука при внутрішньому в'язком терти, b_2 – гістерезисний коефіцієнт несинфазного відхилення від закону Гука при зовнішньому в'язком терти.

Визначення параметрів та рівнянь для власних форм коливань

Було проведено аналіз параметрів балки при 1-ій та 2-ій формах коливань. Параметри балки були обрані наступні: $a=3\text{мм}$, $b=3.1\text{мм}$, $L=55\text{мм}$. Результати чисельного моделювання дали можливість оцінити вплив вищих гармонік на значення вихідних величин. Так було визначено, що вже значення для 2-ої гармоніки по амплітуді менше за 1-шу у 3 порядки малості. Звідси було отримано, що для наступних досліджень можна обмежитись тільки 1-ою гармонікою. Враховуючи, що по вісі Ox буде резонанс, а також співвідношення для сили Коріоліса по вихідній координаті отримаємо рівняння руху системи:

$$\left\{ \begin{array}{l} x(y, t) = \frac{W_{1x}(y) \cdot q_x \int_0^L W_{1x}(y) dy}{M_{1x} \cdot 2h_{1x}\omega} \cos(\omega t) \\ z(y, t) = \frac{W_{1z}(y) \cdot 2 \cdot \Omega \cdot \int_0^L q_z(y) \cdot W_{1z}(y) dy}{M_{1z} \sqrt{(\omega_{1z}^2 - \omega^2)^2 + 4h_{1z}^2\omega^2}} \cos(\omega t - \varphi_{1z}) \end{array} \right. \quad (7)$$

де Ω – кутова швидкість основи.

Порівняння кінематичних моделей балочних вібраційних гіроскопів

Було досліджено також модель БВГ з жорстким защемленням кінців (див. рис. 3):

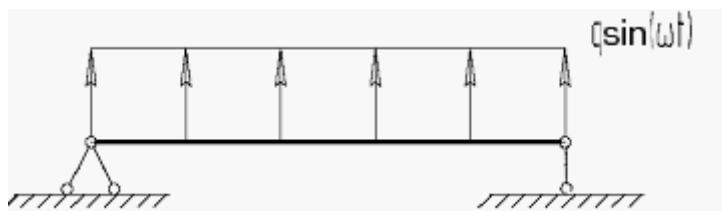


Рисунок 3. Модель БВГ з жорстким защемленням кінців

Ця модель є стандартною задачею теорії коливань й ми легко можемо отримати рівняння руху такої системи. Використовуючи рівняння для моделі БВГ з жорстким защемленням кінців було проведено чисельне моделювання. Результати показали, що амплітуди різняться на величини близькі до 1%, амплітуда вихідних коливань – 2%, вихідних – 1,5%. Однак з точки зору практичної реалізації легко бачити, що задовільнити умови на кінцях для моделі, представленої на рис.4 є задача досить складна. Отже модель БВГ з жорстким відносно лінійних пружиною відносно кутових переміщень підвісом є адекватною мо-

демлю з точки зору її практичної реалізації. Також слід відміти, що ми не накопичуємо похибку під час спрощень.

Еквівалентна модель балочного вібраційного гіроскопу

Не важко бачити, що максимальна амплітуда коливань буде при $y=L/2$, при чому це буде вірним як для вхідної так і вихідної площин. Знайдена модель є досить складною для дослідження динамічних властивостей системи. За для цього можна зробити перехід від точної до еквівалентної моделі, тобто зробимо перехід від моделі з розподіленими параметрами до моделі з зосередженими параметрами. В якості еквівалентної моделі використаємо масу, що підвішена на пружині. Рівняння такої системи та методики для розрахунку динамічних властивостей вже є відомими. Отже запишемо рівняння еквівалентної системи у диференціальній формі у загальному випадку [3]:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\Omega\dot{z} + 2h_{1x}\dot{x} + k_{11}^2x = \frac{q_{xn}}{m}\sin(\omega t) \\ \ddot{z} + 2\Omega\dot{x} + 2h_{1z}\dot{z} + k_{12}^2z = 0 \end{cases} \quad (8)$$

Розв'язки рівняння 8 будуть мати для резонансного режиму роботи на першій гармоніці наступний вигляд [3]:

$$\begin{aligned} x(t) &= -\frac{q_{xn}}{2h_{1x}m\omega}\cos\omega t \\ z(t) &= -a_z \cos(\omega t - \alpha_1 - \alpha_2); \end{aligned} \quad (9)$$

де $a_z = \frac{\Omega}{h_{1x} \cdot m} \cdot \frac{q_x}{\sqrt{(\omega_{1z}^2 - \omega^2)^2 + 4h_{1z}^2\omega^2}}$, $\operatorname{tg} \alpha_i = \frac{2h_{1m}\omega}{\omega_{1m}^2 - \omega^2}$, $k_{li} \approx \omega_{li}$, $i=\{1,2\}$, $m=\{x,z\}$,

$m=\rho FL$, $q_{xn}=q_xL$.

Розглянемо рівняння (5) та (8), які описують рух гіроскопу (позначення рівняння (8) ідентичні (5)). Отже не важко бачити, що рівняння з точністю до коефіцієнтів є ідентичними, таким чином не обхідно знайти коефіцієнти, що зводять систему (8) до (5).

Аналізуючи рівняння 7 та 9 можна вважати, що 7 зводяться до 9, так як вони мають одинаковий вигляд. Отже можна дібрати коефіцієнти, що зводять нашу систему з розв'язками 7 до еквівалентної моделі, що має розв'язки 9.

Таким чином ми встановили зв'язок між системами. Розгляд динамічних властивостей системи можна проводити використовуючи відому методику для моделі з зосередженими параметрами.

Динаміка вібраційного балочного гіроскопа

Маючи еквіваленту модель та використовуючи стандартні методики можемо дослідити динамічні властивості БВГ [3].

Будемо вважати, що у більш загальному випадку основа здійснює гармонічні коливання:

$$\Omega = \Omega_0 \cos vt \quad (10)$$

математичну модель (8) руху гіроскопа по вихідної координаті представимо диференціальним рівнянням:

$$\ddot{z} + 2h_{1z}\dot{z} + k_{12}^2 z = -\Omega_0 a_\nu [\sin(\nu + \omega)t - \sin(\nu - \omega)t], \quad (11)$$

$$a_\nu = \frac{1}{2} \frac{q_{xn}}{h_{1x} m \omega} \omega = \frac{q_{xn}}{2h_{1x} m}.$$

Розв'язок рівняння (11) запишемо у вигляді:

$$z = -b_1^+ \sin[(\nu + \omega)t - \alpha_z^+] + b_1^- \sin[(\nu - \omega)t - \alpha_z^-] \quad (12)$$

$$b_1^\pm = \frac{a_\nu \Omega_0}{\sqrt{[k_{12}^2 - (\nu \pm \omega)^2]^2 + 4h_{1z}^2(\nu \pm \omega)^2}} \quad (13)$$

$$\operatorname{tg} \alpha_z^\pm = \frac{2h_{1z}(\nu \pm \omega)}{k_{12}^2 - (\nu \pm \omega)^2} \quad (14)$$

Аналізуючи вирази для фазових характеристик α_z^\pm (14) (рис. 4) бачимо, що, при $\omega \approx \omega_c \approx k_I$ їх можна представити у вигляді [3]:

$$\left. \begin{aligned} \alpha_z^+ &\cong \frac{\pi}{2} - \alpha_0 + \operatorname{arctg} \nu \\ \alpha_z^- &\cong -\frac{\pi}{2} + \alpha_0 + \operatorname{arctg} \nu \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

де $\alpha_0 < \pi/2$.

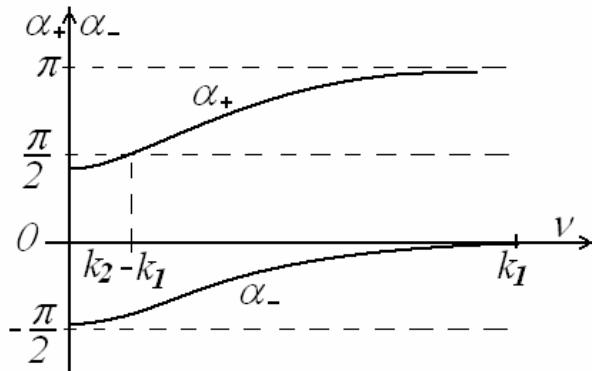


Рисунок 4. Графік зміни характеристик α_x^+ та α_y^- при зміні частоти ν

Враховуючи вирази (12) та (15) отримаємо:

$$y = b_1 \cos \omega t \cos(\nu t - \alpha_z) - b_2 \sin \omega t \sin(\nu t - \alpha_z) \quad (16)$$

де $b_1 = b_1^+ + b_1^-$, $b_2 = b_1^+ - b_1^-$.

Перша складова виразу (16) з амплітудою b_1 , що визначає АЧХ гіроскопа, є корисною складовою, а друга з амплітудою b_2 – похибка БВГ (рис. 5).

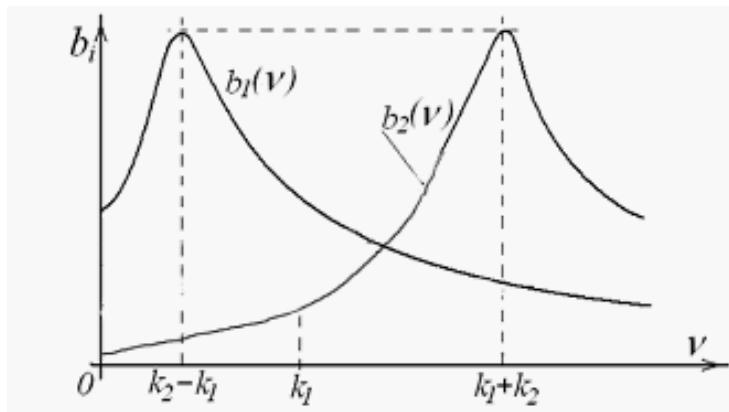


Рисунок 5. Графік зміни амплітуд b_1 та b_2 від частоти ν

Отже отримана математична модель еквівалентної системи дозволяє дослідити амплітудно та фазово частотні характеристики та вибирати параметри системи.

Висновки

Дослідження дали змогу отримати рівняння для:

- опису руху ЧЕ у площині збудження на резонансній частоті та у вихідній площині на не резонансній частоті;
- знаходження власних частот коливань ЧЕ БВГ в залежності від геометричних, масових та пружних параметрів стрижня.

Проведені дослідження показали, що вплив вищих гармонік на значення параметрів системи є не значним, а отже дослідження БВГ можна проводити використовуючи першу форму коливань.

Аналіз конструкції защемлення ЧЕ БВГ показав, що більш точніший розв'язок буде у системи з жорстким відносно лінійних й пружною відносно кутових переміщень підвісом. Крім цього дана реалізація є адекватною щодо похибок під час виробничого процесу.

Проведені дослідження дали можливість перейти від моделі з розподіленими параметрами до моделі з зосередженими; встановити зв'язок між величинами двох математичних моделей. Використовуючи еквівалентну математичну модель можна проводити дослідження динамічних властивостей БВГ (отримання амплітудно та фазово частотних характеристик) за вже відомими методиками, а також проводити вибір параметрів системи.

Бібліографічний список

- [1] Брозгуль Л.И., Смирнов Е.Л. Вибрационные гироскопы. – М.: Машиностроение. 1970. – 214с.: ил.
- [2] Василенко М.В., Алексейчук О.М. Теорія коливань та стійкості руху: Підручник. – К.: Вища шк., 2004. – 525с.: іл..
- [3] Збруцкий А.В., Гавриленко В.В., Стеценко Т.В.. Измерение угловых перемещений вибрационными гироскопами. Вісник Черкаського державного технологічного університету. спецвипуск 2006. с. 29-35
- [4] Зенченко М.Г., Крикун В.М. Математическая модель стержневого вибрационного датчика угловой скорости. Вестник МГТУ. Сер. Приборостроение. 1997. №1/'97 (25) с.87-96.
- [5] Коновалов С.Ф., Кулешов А.В., Подчезерцев В.П., Фатеев В.В., Кеун Ок Ан. Разработка вибрационного гироскопа, предназначенного для эксплуатации в условиях экстремальных ударных воздействий. Материалы XI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. 24-26 мая 2004г. Санкт-Петербург, Россия. С. 200-207
- [6] Методы классической и современной теории автоматического управления: учебник в 3-х т. Т.2. Синтез регуляторов и теория оптимизации систем автоматического управления / Под.ред. Н.Д.Егупова – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э, Баумана. 2000. – 736с. ил.
- [7] Павловский М.А., Збруцкий А.В. Динамика роторных вибрационных гироскопов /Монография. К.: Вища школа, 1984. – 191с.

THE SPECIALIZED EQUIPMENT FOR REGISTRATION AND DEFINITIONS OF LEVELS OF VIBRATIONS GYROMOTOR'S

N.A. Kaldymov, D.M. Kalichman, L. Ya. Kalichman, A.V. Polushkin,
„PO Korpus“ Enterprise, Saratov, 410019 Osipova Str. 1, Russia

A.A. Skripkin, I.N. Kaldymov,
Saratov State Technical University Politehnicheskaya Str.77,
410054 Saratov, Russia

In modern inertial navigating systems the gyroscopic devices based on new physical principles, in particular, laser, fiber – optical, micromechanical and other gyroscopes are widely used. However, the use of gyroscopic devices with a rotor gyromotor on ball-bearing suspension is also great enough. It speaks that accurate characteristics of similar gyroscopic devices are high enough and frequently surpass characteristics of new types of gyroscopic devices. Therefore the question of measuring of gyromotor's vibration is actual as the level of vibrations influences the accuracy of definition of parameters of orientation in result.

The high level of vibrations leads to occurrence of a variable component of a target signal of gyroscopic devices: in case of an analog output it is an occurrence of pulsation of various frequencies in a target pressure; in case of a discrete output it is an occurrence of the information on channels "plus" and "minus".

Wide experience of manufacturing on industrial enterprise "PO Korpus" precision gauges of angular speeds in which they used gyromotor on the basis of synchronous hysteresis the motor with the small kinetic moment, has shown, that development and introduction of methods of measurement and the analysis of separate frequencies of vibrations gyromotor is expedient. At such approach quality of manufacturing gyromotor's considerably raises and the reasons which cause the overestimated value of amplitudes of separate frequencies are established. As a result it allows to minimize a level of a variable component of a target signal of gauges of angular speeds both with analog, and with a discrete output.

The developed specialized installations and methods of measurements can be applied not only to the control of frequencies of gyromotors vibrations, but also to the control of any motor's vibration.

Gyromotor vibrations are caused by mechanical and electromagnetic forces. Mechanical forces appear when rotating elements are not balanced, when rotating axes are angularly displaced, when pivots of gyroscope are out of round, etc. Electromagnetic forces are caused by acting of magnet cooperation between different parts of gyromotor. Those two forces are acting in gyromotor concurrently.

Table 1 shows the example of different defects, which intrinsic to bearing supports of gyromotors, with corresponding vibration frequencies and also relation between frequencies and parameters of gyromotor and its supports. Sample gyromotor parameters: angular rotor velocity: 15000 turns per minute, ball bearing: 9 balls, ball: $d_b = 1,3$ mm, $D = 6,5$ mm, $\beta=12^\circ$.

Table 1. Defects of bearing supports and corresponding characteristic frequencies

Nº	Vibration frequency	Causes of vibration
1	Base frequency (first harmonic) f_1 $f_1 = \frac{\omega}{2 \cdot \pi}, \omega = \frac{\pi \cdot n}{30},$ n= 15000 turns/min., $\omega = 1500 \text{ 1/s}, f_1 = 250 \text{ Hz}$	1. Dynamic unbalancing 2. Static unbalancing 3. Shaft deflection 4. Distortion of external ring
2	Second harmonic $2 \cdot f_1 = 500 \text{ Hz}$	1. Nonequal hardness of supports 2. Ellipticity of internal ring 3. 3 “Inducting” with energy supply frequency
3	“Separator frequency ” $f_3 \approx 0.5 \cdot f_1,$ $f_3 = \frac{f_1}{2} \cdot \left(1 - \frac{d_b}{D} \cdot \cos \beta\right) = 100 \text{ Hz}$	Unbalancing of separator, including because of heterodimensional balls (100-Hertz component)
4	$f_4 = 2 \cdot f_{\text{en.suppl.}} = 1000 \text{ Hz}$	Irregularity of running clearance between rotor and stator (caused by centering error)
5	Repeating frequency of internal (rotating) ring defects f_5 $f_5 = (f_1 - f_3) \cdot Z = (250 - 100) \cdot 9 = 1350 \text{ Hz}$	Vibration frequency caused by defects or distortion while mounting of internal (rotating) ring of ball bearing rotor. That frequency defined as multiplication of difference between base frequency and separator frequency and number of balls.
6	Fundamental frequency $f_6 = 1350 - 1750 \text{ Hz}$	This is frequency of GM (gyromotor) as dynamic system, defined by covers hardness and moment of inertia of rotor.
7	Repeating frequency of external ring defects f_7 $f_7 = f_3 \cdot Z = 100 \cdot 9 = 900 \text{ Hz}$	Vibration frequency caused by defects or distortion while mounting of external (fixed) ring of ball bearing rotor. That frequency defined as multiplication of separator frequency and number of balls.
8	$f_3 = \frac{f_1 \cdot D_1 \cdot Z}{d_b} = \frac{7,8 \cdot 250 \cdot 9}{1,3} = 13 \text{ kHz}$	Increased clearance between balls and rings of bearing

It is obvious that vibration frequencies, which excited by gyromotor in consequence of mechanical forces, are multiple to the base frequency described by angular velocity of gyromotor; in a similar, vibration frequencies, which excited by action of electromagnetic forces, are multiple to energy supply frequency. Furthermore, there are oscillations of rotor electric field relative to stator electric field in synchronous hysteresis engines, which became a reason of excitation of the low-frequency component – 4-6 Hz.

Low-frequency component 4-6 Hz is oscillations around the axis of rotor rotation; they multiplied by rotation of the rotor. Vibrations with frequency approximately equal to $\frac{1}{2}$ of base frequency, appeared as a result of unbalanced separator and also of heterodimensional balls, are angular oscillations relative to equatorial axis of gyromotor rotor.

Vibrations with base frequency described by angular velocity of gyromotor are the result of remanent static and dynamic imbalance of rotor; they represent angular oscillations relative to equatorial axis of gyromotor rotor.

Vibrations, which caused by defects in fixed and rotated ball bearing rings, are defined by number of balls and angular velocity of separator. In one's turn, angular velocity of separator is determined by angular velocity of rotor and geometrics of balls. Aforesaid oscillations are about high frequency (kHz); they represent angular oscillations relative to equatorial axis of gyromotor rotor.

Thus, gyromotor rotor with defects in supports, remanent static and dynamic imbalance, unbalanced state of separator and heterodimensional balls (reasoned by installation errors) besides the rotation around it's own axis with multiplied low-frequency oscillations also spatially oscillate with driving angular oscillations around equatorial axis of rotor.

It means that during the gyromotor vibration control it is necessary to provide the angular vibration amplitude measuring in the range from Hz to kHz.

Measuring of individual frequencies amplitudes of gyromotor vibrating oscillations it is possible to disclose different errors of gyromotor components and to prevent the application of high vibration gyromotors in precise gyroscopes.

Since at the same time there is diagnosing of reasons of high vibration, it became possible to prevent errors on early phases of gyromotor manufacturing.

The wide used domestic measuring apparatus are based on vibro-detectors, with which help only general vibration level could be measured without separation of individual frequencies. That eliminates the diagnostics of reasons for high vibration.

Beside aforesaid vibro-detectors have following drawbacks:

- Essentially nonlinear performance at week response to frequencies lower than 100 Hz;
- Only linear displacement measuring whereas at working gyromotor mainly angular oscillations (vibrations) are excited.

Design of devices for control the separate gyromotor vibration frequencies, methods for it certification and method for gyromotor control are considered below. Devices called "Spectr".

Figure 1 represent flow-chart of control station, which include device "Spectr", intended to control gyromotor vibration frequencies.

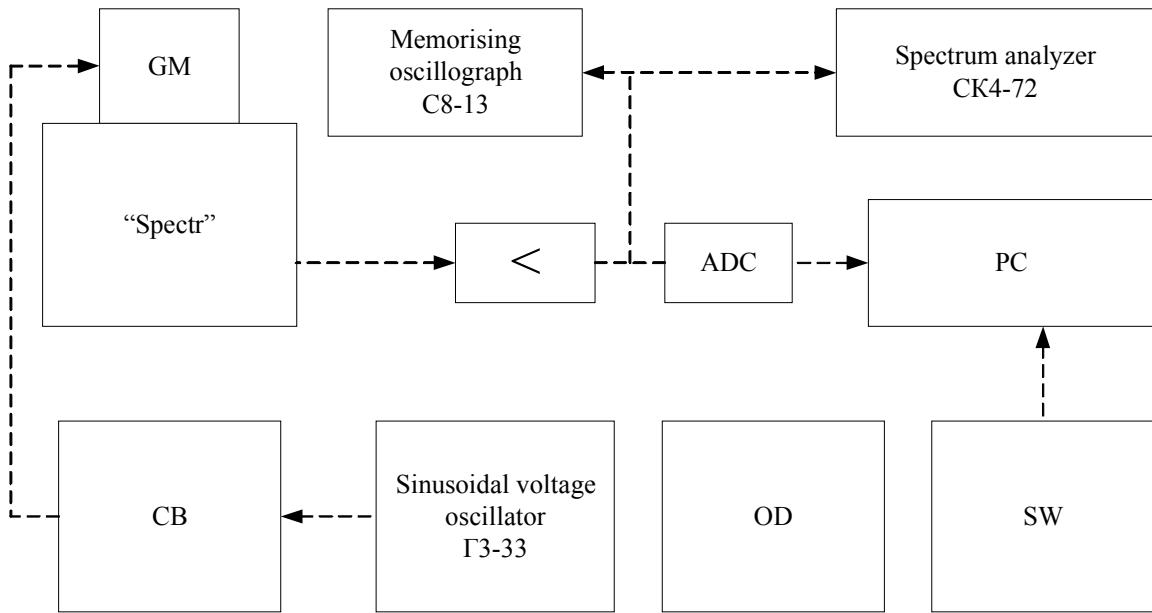


Figure 1. Flow-chart of station for measuring gyromotor vibration frequencies

- 1 – under test GM;
- 2 – “Spectr” device;
- 3 – amplifier of vibration signal;
- 4 – personal computer;
- 5 – 24 digit ADC (analog-digital converter);
- 6 – software “Spectr” for analysis the spectrum of information handling and providing database of under test components;
- 7 - autonomous optical device;
- 8 – spectrum analyzer CK4-72;
- 9 – memorizing oscilloscope;
- 10 – sinusoidal voltage oscillator Г3-33;
- 11 - capacitance box.

Under test gyromotor is fixed on the motile element of “Spectr”, is powered with sinusoidal voltage oscillator (capacitance box provide for possible tests of gyromotors, which could have capacitance in some phase). Electrical signal output from sensing element of device, which measure the vibration, after amplification and conversion in 24 digit ADC is transferred to PC; there it is operated with special software, intended to determine separate frequencies and corresponding amplitudes.

Spectrum analyzer CK4-72 and oscillograph is used for comparison received results and results of control with specified **known measuring means**.

Figure 2 illustrates the structure of the measure algorithm of “Spectr” device.

Figures 3 and 4 illustrate structural design of the device.

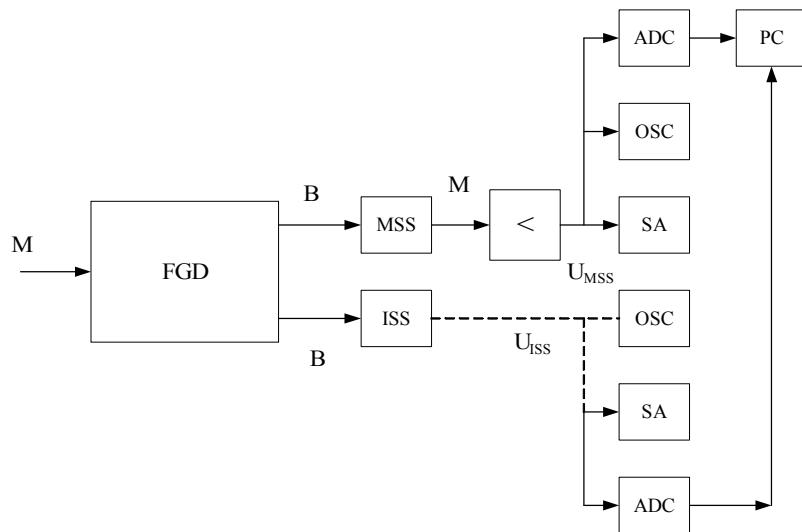


Figure 2. Measure algorithm of “Spectr” device

FGM – frame with under test gyromotor;

MSS – moving-coil signal sensor;

ISS – inertial signal sensor;

SA – spectrum analyzer;

OSC – memorizing oscilloscope;

M – moment of vibration;

β and β – angular velocity and angular acceleration of vibration;

U_{MSS} – signal voltage of angular velocity of vibrations measure channel (with moving-coil sensor);

U_{ISS} – signal voltage of angular acceleration of vibrations measure channel (with inertial sensor);

ADC – 24 digit analog-digital converter.

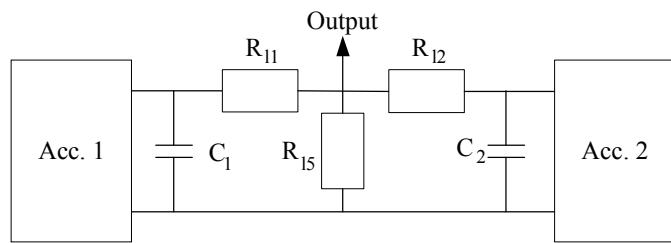


Figure 2a. Connection scheme of accelerometer as the device to measure angular vibration acceleration of GM

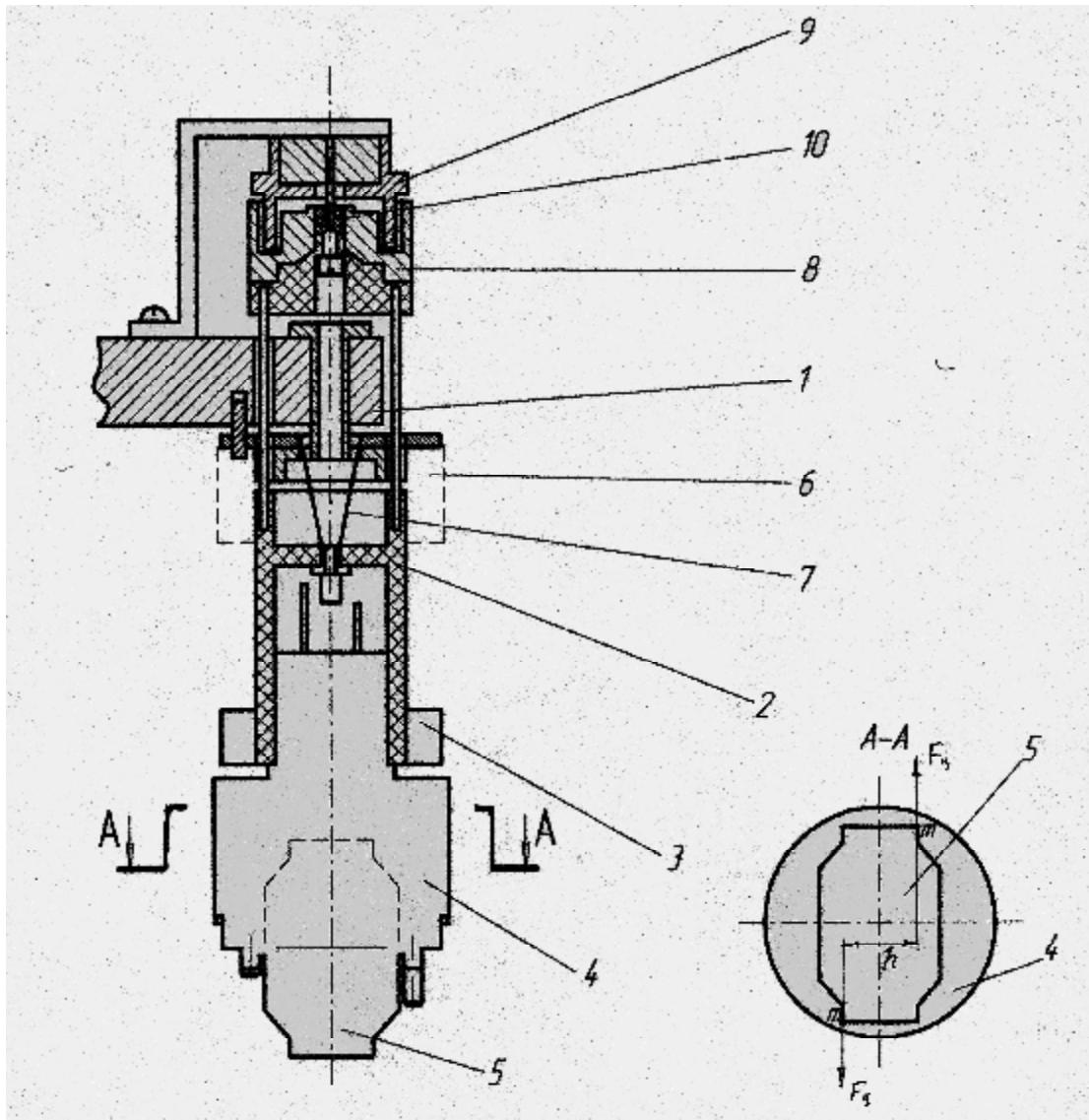


Figure 3. Test station “Spectr 2” with gyromotor at technological housing:
 1 - base of station (holder); 2 – moving element (grip with clamp 3); 4 – housing with gyromotor 5; 6 – caging element; 7 – guyline of elastic suspension;
 8,9 – detectors; 10 – centering (stony) support; m – micro-loads; F - centrifugal force.

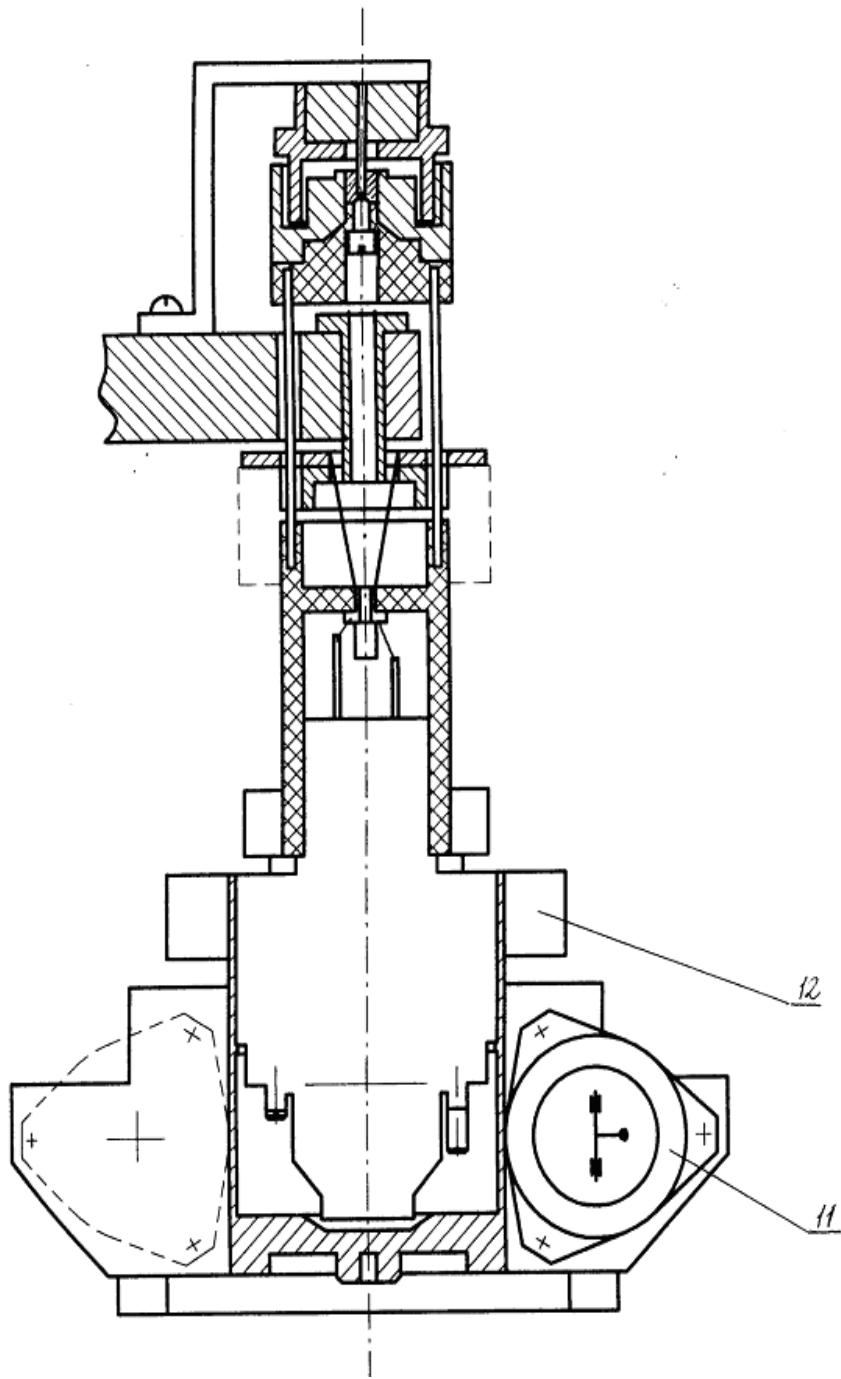


Figure 4. Test station “Spectr 2” based on figure 3 complemented with removable assembly of accelerometers (11) which measure tangential acceleration of platform fixed on housing with clamp 12.

The under test gyromotor is fitted on special suspension. Moving-coil signal sensor and inertial signal sensor are used as initial vibration measurers.

Moving-coil sensor has six magnets and six coils, fitted on annular frame (figure 3, pos. 8 and 9); at that magnets is fitted on suspension and coils is fitted on device housing symmetrically in regard to angular vibration axis. If angular vibration of gyromotor rotor will appear the magnet will induce the voltage in every pair of coils, and the voltage amplitude is proportional to angular velocity of aforesaid vibrations. As an inertial measurer for angular accelerations could be used two quartz accelerometers fitted symmetrically in regard to suspension axis of device (figure 4) and connected in correspondence to circuit represented on figure 2a.

As an inertial measurer for angular accelerations could be used float angular acceleration detector with electrical feedback.

Figure 3 illustrates structural design of the device with under test gyromotor fixed at special position for angular vibration frequency control on equatorial plane.

Under test gyromotor 5 (figure 3) is fitted on technological housing 4, which fitted on grip 2 with clamp 3. Grip 2 is a moving element of the device. It has elastic suspension with guylines 7 fixed on body of the device. Grip 2 is inflexibly connected with moving-coil sensor magnet system 8, which coils are fixed on the body. Centering stony support 10 is used to provide the evenness of the running clearance of the moving-coil sensor. Gyromotor power supply is realized through the suspension 7. The modification of "Spectr" station with fixed under test gyromotor, illustrated on figure 4, is also intended for equatorial angular vibrations control but in addition to moving-coil sensor it has a pair of quartz pendulum accelerometers, used as tangential acceleration measurers. When gyromotor angular vibrations appear there appear angular vibrations of suspension; at that total signal of a pair of quartz pendulum accelerometers, connected in correspondence to scheme of figure 2a, is proportional to angular acceleration of aforesaid suspension vibrations. The total accelerometers signal is in use since in this case inaccuracies of angular accelerations measurements at the expense of inaccuracies of accelerometers positioning in regard to vector of gravitation acceleration eliminate.

Figure 5 illustrates a positioning of under test gyromotor on the station for control the low-frequency vibration component, which occurs as a result of the rotor field lags to the stator field, at that rotor rotation axis coincides to suspensor rotation axis.

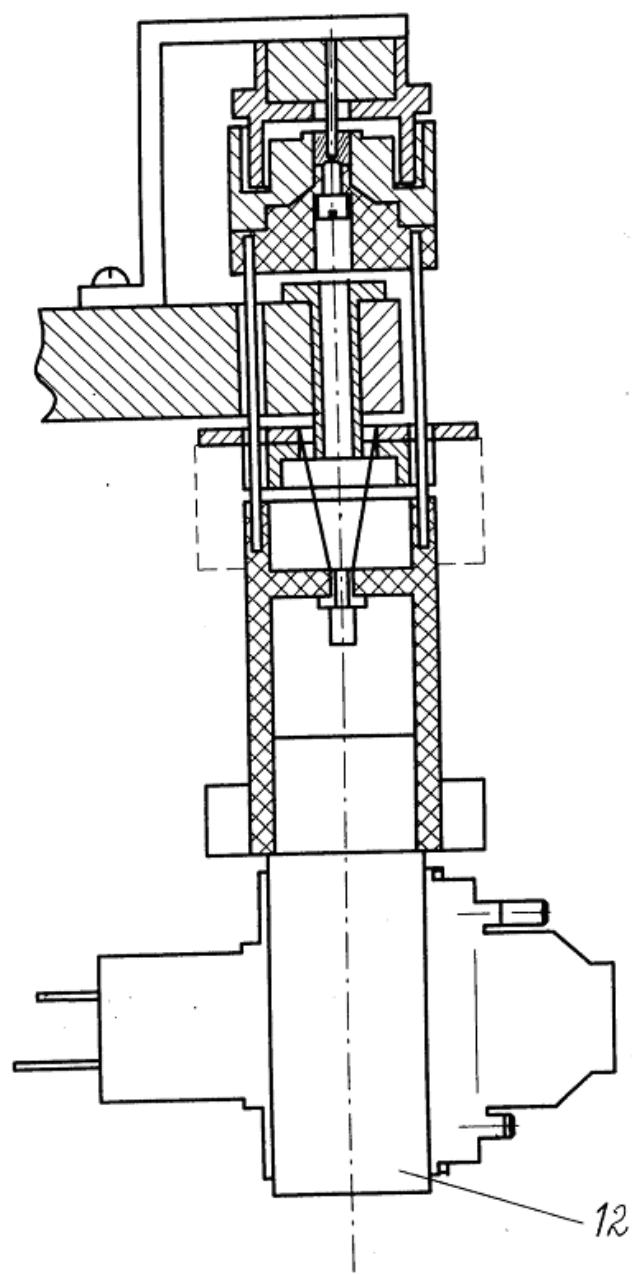


Figure 5. Test station “Spectr 2” with transversal fitting of gyromotor unit with clamp 12

Scaling of output information of “Spectr” station, standardization of gyromotor vibration moments on the basis of relation between the amplitude of variable component of gyromotor output signal and gyromotor vibration.

In order to manage the gyromotor vibration control with considered equipment there should be established special standards, i.e. allowable values for vibration amplitudes of under test gyromotor on every frequency, and should be performed the scaling of the output information of test equipment. It means that the voltage of moving-coil sensor must be compared to parameters of vibrating oscillations of under test device, and allowed value of vibration amplitudes on every frequency must be assigned by voltage of signal detector of test station.

Such standards should be established depending on requirements for allowable value of variable component of gyroscopic device output signal.

Assume that under test gyromotor is meant for work as a part of float angular velocity detector (AVD), for which value of kinetic moment H , value of feedback current scaling ratio K_{fb} , feedback current amplitude-frequency response $A(\omega)$, allowing value of output analog signal variable component, measured in regard to the voltage of resistor in feedback circuit, are known.

It was stated above that main part of gyromotor vibrations are angular oscillations of rotor around equatorial axis, which coincides with sensibility axis of float AVD after fitting the gyromotor into the AVD. Obviously, such vibrations are reason of initiation of gyroscopic moment along the AVD precession axis with frequency equal to corresponding vibration frequency.

Thus, measuring the angular velocity of vibration with help of signal detectors of “Spectr” device it could be possible to predict the vibration value of moment, occurred in device, and to establish standards for every vibration frequency.

$$U_f = \frac{H \cdot \omega_f \cdot A(\omega) \cdot R}{K_{\partial M}} \quad (1)$$

where

U_f – variable component of AVD output signal on frequency f (mV);

H, K_{md}, R – kinetic moment ($\text{g} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}$), slope of curve of moment detector ($\text{g} \cdot \text{cm}/\text{mA}$),

value of load resistance in feedback circuit (Ohm);

ω_f – measured angular velocity ($1/\text{s}$) of vibrating oscillations on frequency f ;

$A(\omega)$ – feedback current amplitude-frequency response of AVD (transfer ratio) on frequency f ,

$H \cdot \omega_f$ – vibration moment along the AVD precession axis in consequence of gyromotor vibrations ($\text{g} \cdot \text{cm}$).

Moving-coil signal detector measure the angular velocity of vibration since a voltage induces in detector's coils when there are angular vibrations of suspension. Scaling ratio of detector K_{ssd} depends on frequency and could be determined for every station.

The voltage on output of angular velocity measuring channel U_{ssd} of “Spectr” device (figure 2) could be expressed as:

$$U_{ssd} = K_{ssd}(f)K_{amp}\cdot\omega_f, \quad (2)$$

where

$K_{ssd}(f)$, K_{amp} – scaling ratio of moving-coil detector at the angular velocity measuring mode and coefficient of amplification of amplifier (figure 2). For sample station:

$$K_{ssd}(f) = 100 \text{ mcV/}^\circ/\text{s} \text{ on frequency up to } 10 \text{ Hz.}$$

Low-frequency component of gyromotor vibration (4-6 Hz), appeared in synchronous hysteresis engines around the axis of rotor rotation, is propagated to precession axis of AVD in consequence of certain nonperpendicularity of kinetic moment vector to precession axis; at that there no attenuation of low-frequency component be cause the transfer ratio of AVD’s amplitude-frequency response is usually equal to 1 on frequencies 4-6 Hz. When under test gyromotor is fitted on the suspension in compliance with figure 5 the angular velocity of aforesaid oscillations is measured by moving-coil angle detector in compliance with relation (2).

Moving-coil detector ensures the measurement of vibration frequencies in the wide range – from Hz to kHz – providing vibration amplitude control almost inside of whole frequency band.

Quartz pendulum accelerometers, used for the high accuracy of measurements, register the tangential acceleration, which allow to calculate angular acceleration of suspension oscillations and (after integration to PC) angular velocity of vibrating oscillations, oscillated by the gyromotor. Such accelerometers allow to measure inside of its bandpass, which does not exceed 120-150 Hz.

When the pendulum accelerometer is used as an inertial measurer for angular acceleration there could be measured only low-frequency angular vibrations be cause the bandpass of such accelerometers is usually does not exceed 20-30 Hz.

The scaling of “Spectr” station was performed with following method.

A sample gyromotor was fitted on the suspension of test device (3). Micro-loads with weight m were fixed on the gyromotor’s rotor via the arm h , i.e. simulated dynamic unbalancing of rotor were made. During the rotor rotation the moment generated by centrifugal forces is applied to vertical axis of suspension. The amplitude of the moment is expressed like follow:

$$M = m \cdot (2 \cdot \pi f)^2 \cdot R \cdot h \quad (3)$$

The equation of suspension oscillations is looks like follow:

$$I \cdot \ddot{\phi} + c \cdot \dot{\phi} = m \cdot (2 \cdot \pi \cdot f)^2 \cdot R \cdot h \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t) \quad (4)$$

where

- I , ϕ - moment of inertia of suspension with gyromotor and angle of suspension oscillations around vertical axis;
- c – angular velocity of guylines (7);
- m – weight of micro-loads;
- R – radius of rotor;
- f – frequency of rotor rotation (Hz);
- $2 \cdot \pi \cdot f$ – angular velocity of rotor rotation (1/s);

The angular hardness of guylines is small; therefore equation (4) could be expressed like:

$$I \cdot \ddot{\phi} = m \cdot (2 \cdot \pi \cdot f)^2 \cdot R \cdot h \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t) \quad (5)$$

or

$$\ddot{\phi} = \frac{m \cdot (2 \cdot \pi \cdot f)^2 \cdot R \cdot h \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t)}{I} \quad (6)$$

For zero-order initial conditions

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= -\frac{2 \cdot \pi \cdot f \cdot m \cdot R \cdot h \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t)}{I} + \frac{2 \cdot \pi \cdot f \cdot m \cdot R \cdot h}{I} = \frac{2 \cdot \pi \cdot f \cdot m \cdot R \cdot h}{I} \cdot (1 - \cos(2 \cdot \pi \cdot f \cdot t)) = \\ &= \frac{\omega_f \cdot m \cdot R \cdot h}{I} \cdot (1 - \cos(\omega_f \cdot t)). \end{aligned} \quad (7)$$

The voltage of signal detector is proportional to $\dot{\phi}$ and consequently to angular velocity of vibrating oscillations ω_f .

The scaling is performed by assigning the gyromotor supply voltage with frequencies f , variated inside wide band (from 10 to 1000 Hz) with the sinusoidal oscillator (figure 1), and by measuring of output voltage of moving-coil signal detector with any of register means, indicated on the figure 1.

For certain frequencies the scaling ratio $K_{ssd}(f)$ of signal detector is constant. That allows controlling the gyromotor.

Gyromotor vibration control is performed by fixing the under test gyromotor on the suspension of “Spectr” station at positioning the rotor or by orientation the rotation axis of rotor along the vertical axis of the station (figure 5) to control the low-frequency component, or by orientation the equatorial axis of rotor along the vertical axis of the station (figure 3) to control the rest of vibration components. Inasmuch as at the last case gyromotor can oscillate an array of frequencies at once, the output signal of measuring detector will be characterized by some complicated periodical function.

To separate some individual frequencies with the purpose of determination of its amplitudes and comparison of its values with standards the signal of moving-coil detector is delivering to PC via 24 digit analog-digital converter. At computer the

special software expands the periodical function in Fourier series with individual frequencies separation and comparison of its amplitudes with standard.

Introduction the “Spectr” station to „PO Korpus“ Enterprise significantly arised an efficiency of manufacture and also allowed to disclose production proceses where aberrations, resulted in gyromotor’s supports defects, could happen.

References

- [1] Ковалев М.П., Моржаков С.П., Терехова К.С. Динамическое уравновешивание роторов гироскопических систем. – М.: Оборонгиз, 1962.
- [2] Коновалов С.Ф. Теория виброустойчивости акселерометров. – М.: Машиностроение, 1991.

ОБ ОДНОМЕРНЫХ КОЛЕБАНИЯХ ПЛОСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ ПОДВЕСА ГИРОСКОПА В НАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ

В.В. Каракун, В.Н. Мельник, Е.А. Кладун

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», Киев, Украина

Результаты натурных и стендовых испытаний навигационного оборудования убедительно подтверждают факт влияния проникающего акустического излучения на механические системы приборов, в частности, на подвес гироскопа[1,2]. Это влияние проявляется в виде генерируемой вибрации достаточно широкого спектра частот (до 10 кГц) и случайного характера ее амплитуды. В своей совокупности, возмущенное движение элементов подвеса приводит к появлению дополнительных погрешностей аппаратуры. Объяснение этому явлению состоит в реакции гироскопа на упругие перемещения подвеса как на «ложный» входной сигнал[3].

Наиболее чувствительными к волновому воздействию являются плоские элементы, имеющие низкую жесткость в направлении нормали. Проанализируем динамику наиболее сложных из них – плоско-параллельных с упругой прослойкой.

Техническая реализация плоскопараллельной пластины с упругой прослойкой может быть выполнена, например, с упругим материалом, примыкающим к панелям, свободно касаясь краев. Рассмотрим более подробно первый случай, считая пластины неограниченными по протяженности.

Уравнение движения такой пластины имеют вид:

$$\begin{aligned} D\nabla^4 W_1 - m_n \omega^2 W_1 &= (P_1 + P_2)_{z=-\delta-h} - (P_c + P_e)_{z=-\delta}; \\ D\nabla^4 W_2 - m_n \omega^2 W_2 &= -(P_3)_{z=\delta+h} + (P_c + P_e)_{z=-\delta}, \end{aligned} \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} (P_c + P_e)_{z=-\delta} &= W_1 [a \operatorname{cth}(2\gamma_1 \delta) - b \operatorname{cth}(2\gamma_2 \delta)] - \\ &- W_2 [a (\operatorname{sh} 2\gamma_1 \delta)^{-1} - b (\operatorname{sh} 2\gamma_2 \delta)^{-1}]; \\ (P_c + P_e)_{z=\delta} &= W_1 [a \operatorname{sh}(2\gamma_1 \delta)^{-1} - b \operatorname{sh}(2\gamma_2 \delta)^{-1}] - \\ &- W_2 [a \operatorname{cth} 2\gamma_1 \delta - b \operatorname{cth} 2\gamma_2 \delta] - \end{aligned}$$

давления, оказываемые упругой прослойкой на пластину;

$$\begin{aligned}
a &= \gamma_1 (a_2 - 1) (a_2 - a_1)^{-1} (E_c + a E_e); \quad b = \gamma_2 (a_1 - 1) (a_2 - a_1)^{-1} [E_c + a_2 E_e]; \\
a_{1,2} &= 1 - (i\omega S)^{-1} (E_c \gamma^2 + \omega^2 \rho_c); \quad \gamma_{1,2} = i \left[2^{-1} A_0 \pm \left(4^{-1} A_0^2 - B_0 \right)^{1/2} \right]^{1/2}; \quad A_0 = E_c^{-1} \times \\
&\times (\omega^2 \rho_c - i\omega S) + E_e^{-1} (\omega^2 \rho_e - i\omega S); \quad B_0 = (E_c E_e)^{-1} (\omega^2 \rho_c - i\omega S) (\omega^2 \rho_e - i\omega S) + (E_c E_e)^{-1} \times \\
&\times \omega^2 S^2; \quad c_c = [E_c \rho_c^{-1}]^{1/2}; \quad c_e = [E_e \rho_e^{-1}]^{1/2} -
\end{aligned} \tag{2}$$

скорость волны в упругой прослойке и в воздухе соответственно;
 $S = i\omega (\varepsilon - 1) + \mu$;

E_c, E_e - модули упругости слоя и воздуха; ρ_c, ρ_e - плотность упругой прослойки и воздуха; 2δ - толщина прослойки; h - толщина пластин. Ось z - направлена в сторону теневой части преграды, ось y - параллельно плоскостям пластин на расстоянии δ - от каждой из них.

Решение уравнений (1) имеют вид:

$$W_1 = (\varphi_1^2 - \varphi_2^2)^{-1} [(P_1 + P_2)\varphi_1 - P_3\varphi_2]; \quad W_2 = (\varphi_1^2 - \varphi_2^2)^{-1} [(P_1 + P_2)\varphi_2 - P_3\varphi_1] \tag{3}$$

где

$$\begin{aligned}
\varphi_1 &= D(\omega c_e^{-1} \sin \theta)^4 - m_n \omega^2 + a \operatorname{cth} 2\gamma_1 \delta - b \operatorname{cth} 2\gamma_2 \delta; \\
\varphi_2 &= a(sh 2\gamma_1 \delta)^{-1} - b(sh 2\gamma_2 \delta)^{-1}; \quad m_n = m_c + m_{\text{don}} = \\
&= 2\delta \rho_c + 2\delta \rho_e [1 - \varepsilon T^{-1} \rho_u^2 (1 - N_3) - \delta \sigma^2 T^{-1} \rho_e N_4]
\end{aligned} \tag{4}$$

- для упругой прослойки с порами, открытыми со стороны падающей волны.

Из (1), с учетом граничных условий,

$$\begin{aligned}
[i\omega W_1]_{z=-(\delta+h)} &= (\rho_0 c_0) P_1 - P_2 \cos \theta; \\
[i\omega W_1]_{z=(\delta+h)} &= (\rho_0 c_0) P_3 \cos \theta;
\end{aligned}$$

определяем коэффициент прохождения звука

$$\begin{aligned}
A &= 2\varphi_2 \cos \theta (i\omega c_e \rho_e)^{-1} [1 + (\varphi_1 + \varphi_2)(i\omega c_e \rho_e)^{-1} \cos \theta]^{-1} \times \\
&\times [1 + (\varphi_1 - \varphi_2)(i\omega c_e \rho_e)^{-1} \cos \theta]^{-1}
\end{aligned} \tag{5}$$

и коэффициент отражения звука $B = 1 + A$.

Очевидно, что при $\varphi_2 = 0$ $A = 0$ и ограждение становится акустически непрозрачным. Это означает, что давление упругой прослойки и воздуха на вторую панель равны по значению и противоположны по фазе.

Если принять давление в падающей, отраженной и прошедшей волнах в виде -

$$\begin{aligned}
P_1|_{z=-\delta-h} &= P_{10} \exp ik_0 [-y \sin \theta - (z + \delta + h) \cos \theta]; \\
P_2|_{z=-\delta-h} &= P_{20} \exp ik_0 [-y \sin \theta + (z + \delta + h) \cos \theta]; \\
P_3|_{z=\delta+h} &= P_{30} \exp ik_0 [-y \sin \theta - (z - \delta - h) \cos \theta];
\end{aligned} \tag{6}$$

То можно количественно оценить генерируемую вибрацию в плоско-паралельной панели с упругой прослойкой.

Библиографический список

- [1] Каракун В.В. О влиянии акустического излучения на плоские элементы конструкции гирокопических приборов. – Механика гирокоп. систем. 1993. – Вып.12 – С. 23-29.
- [2] Каракун В.В., Кубрак Н.А., Потапова Е.Р., Гнатейко Н.В. Влияние акустического излучения на динамику упругих подвесов приборов управления ракет-носителей //Космічна наука і технологія, 1999. – Т.5. – № 2/3. – С. 73-77.
- [3] Karachun V.V., Yankovoy V.V., Potapova E.R. Resilient interaction of external acoustical emission with mechanical systems of management devices. Ankara International Aerospace conference, 19 – 21 September, 1996. –P. 321-324.

ФАЗОВЫЙ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ ДАЛЬНОМЕР
ДЛЯ СИСТЕМ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

В.И. Сантоний, В.В. Янко, И.А. Иванченко, Л.М. Будиянская

Одесский национальный университет им. И.И. Мечникова
г. Одесса, Украина
ogyint@paco.net

PHASE OPTIC-ELECTRONIC RANGE FINDER FOR SYSTEMS OF POSITION
OF MOVING OBJECTS

V.I. Santonij, V.V. Janko, I.A. Ivanchenko, L.M Budijanskaia

Odessa I.I. Mechnikov National University
Odessa, Ukraine

По мере усложнения движений, производимых подвижными объектами в открытом пространстве, возрастаёт интерес к измерительным устройствам, позволяющим дистанционно проводить их линейное позиционирование. В этой связи весьма актуальной становится проблема оценки положения подвижного объекта в пределах дальностей 0,25...10,0 м, характерных для маневрирования.

Уровень техники, защищенной патентами, в области оптической дальномерии представлен светодальномером [1], обладающим на больших дальностях (до 150 км) точностью измерений фазового сдвига $0,1^\circ$, но непригодным в диапазоне малых дальностей (менее 10 м), где возникает необходимость измерения малых интервалов времени (менее 10^{-8} с).

Одной из возможностей повышения точности измерений дальности светодальномером является перемещение измерения фазового сдвига, несущего информацию об измеряемой дальности, на более низкую частоту [2]. При этом промежуточная частота, на которой производится измерение фазового сдвига, во много раз (10^6) меньше частоты модуляции. Однако, в данном устройстве эта цель достигается путем создания и использования нестандартного элемента – блока дискретных фазовых задержек в виде гибридной микросхемы.

Наиболее полно задача повышения точности измерения расстояний решается в лазерном дальномере [3] путем единичного измерения дальности в два этапа в результате своеобразного “обмена” масштабной и гетеродинной частотами между каналами информационных сигналов. В результате происходит частичная компенсация паразитных фазовых сдвигов информационного сигнала во внутренних цепях дальномера. Тем не менее, компенсация паразитных фазовых сдвигов информационных сигналов, возникающих в результате неидентичности параметров оптических сигналов во внешнем и внутреннем каналах дальномера, является неполной. Очевидно, что задача повышения точности измерений малых дальностей (до 10 м) в оптической дальномерии является по-прежнему актуальной.

Целью представляемой работы является решение задачи повышения точности измерений фазового оптико-электронного дальномера в диапазоне малых дальностей.

Разработанный дальномер [4], структурная схема которого показана на рис. 1, состоит из двух блоков – блока I измерения дальности и блока II измерения разности фаз.

Алгоритм работы дальномера таков.

В блоке I высокочастотный модулированный сигнал из основного генератора 1 через усилитель мощности 2 поступает на излучатель 3. В излучательном канале при помощи излучателя 3, соответствующих генерирующего 1 и усилительного 2 элементов формируется оптический ВЧ-сигнал. Усилительная часть излучательного канала содержит высокоомный буферный усилитель на выходе основного генератора 1 и усилитель мощности 2 типа «преобразователь напряжение-ток», непосредственно нагруженный на излучатель 3.

Модулированный ВЧ-сигналом световой поток излучателя 3, отразившись от поверхности объекта 4, поступает на фотоприемник 5. Отраженный оптический сигнал регистрируется и преобразуется фотоприемником 5, который нагружается на резонансный контур усилителя 6, настроенный на частоту модуляции.

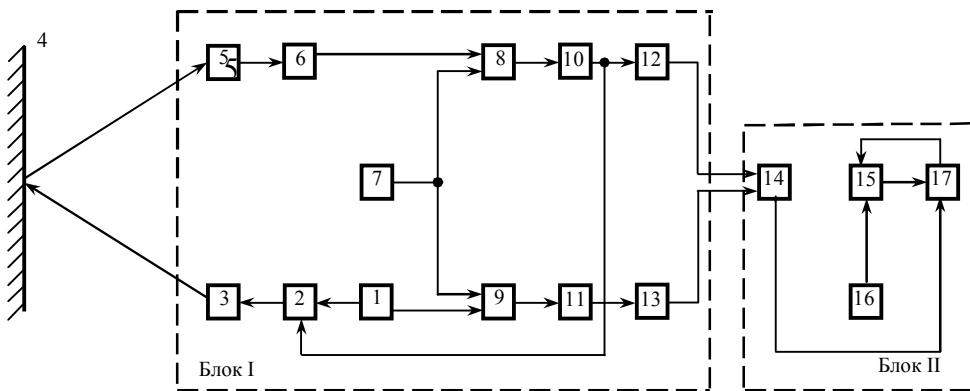


Рисунок 1. Структурная схема фазового оптико-электронного дальномера.

В измерительный канал дальномера введен резонансный усилитель мощности 6 фотоприемника 5, осуществляющий смещение диапазона измерений в сторону больших значений сдвига фазы $\Delta\phi$ [5].

Необходимость этого приема обусловлена тем, что измерение малых дальностей фазовым методом при малых значениях сдвига фазы $\Delta\phi$ сопровождается ухудшением точности в результате уменьшения числа импульсов, заполняющих измерительные временные интервалы и используемых для расчета их усредненных величин.

При помощи расстройки резонансного усилителя мощности 6 в измерительном канале формируется постоянный фазовый сдвиг $\Delta\phi_{\text{доп}}$ между измерительным и опорным сигналами, что позволяет сместить диапазон измерения фазы в сторону увеличения. При этом уменьшается относительное

изменение измерительного интервала, а также переносится измерение сдвига фазы $\Delta\phi$, пропорциональное минимальной измеряемой дальности, на участок больших значений разности фаз.

Электрический сигнал фотоответа с выхода фотоприемника 5, усиленный резонансным усилителем 6, поступает на вход перемножителя 8. В то же время на вход перемножителя 9 ВЧ-сигнал поступает непосредственно из основного генератора 1. Таким образом, сигнал из основного генератора 1 поступает на вход перемножителя 8 через временную линию задержки, образованную элементами открытого оптического канала дальномера, а на вход перемножителя 9 – напрямую.

Опорный сигнал формируется в перемножителе 9. Гетеродинное преобразование частоты измерительного и опорного сигналов производится с использованием общего гетеродина 7, определяющего частоту гетеродинного сигнала каждого канала. Высокая степень стабильности ВЧ-сигналов основного генератора 1 и гетеродина 7 достигается при помощи кварцевых резонаторов, частоты которых отличаются на необходимую величину промежуточной частоты.

Измерительный сигнал с выхода перемножителя 8 и опорный сигнал с выхода перемножителя 9 поступают на входы фильтров низкой частоты 10 и 11 соответственно. Измерительный и опорный сигналы низкой частоты выделяются с помощью фильтров низкой частоты 10 и 11. Таким образом, создаются условия для измерения разности фаз на низкой промежуточной частоте, обеспечивающие высокую точность измерений.

С выходов фильтров 10 и 11 НЧ-составляющие измерительного и опорного сигналов через усилители-ограничители 12 и 13 поступают на вход формирователя временных интервалов 14 блока II измерения разности фаз, где производится анализ временных сдвигов измерительного и опорного сигналов.

В блок I измерения дальности дальномера введен контур автоматической регулировки усиления по излучательному каналу для стабилизации уровня отраженного оптического сигнала, поступающего на фотоприемник 5, и соответствующего увеличения точности измерений. Контур автоматической регулировки усиления охватывает весь высокочастотный тракт, соединяя выход фильтра низкой частоты 10 измерительного канала с усилителем мощности 2 излучателя 3.

Необходимость введения петли автоматической регулировки усиления обусловлена достаточно широким динамическим диапазоном (≈ 120 дБ) оптического сигнала, поступающего на фотоприемник 5 в случае отсутствия такого регулирования. Обработка оптического сигнала со столь широким динамическим диапазоном технически трудно выполнима, а также сопровождается возникновением значительной систематической ошибки. Уменьшение диапазона изменения оптического сигнала достигается, например, за счет стабилизации уровня излучаемой световой мощности путем автоматической регулировки коэффициента усиления усилителя 2 в канале излучателя 3.

С этой целью в схему излучателя 3 включен каскад регулирования уровня сигнала на двухзатворном полевом транзисторе. Повышение точности измерений достигается в результате регулирования уровня излучения путем управления напряжением по второму затвору транзистора усилителя 2 излучателя 3. Применение, например, транзистора BF998 фирмы Philips позволяет сузить динамический диапазон входного сигнала фотоприемника 5 на 60 дБ. При этом систематическая ошибка уменьшается примерно в три раза за счет стабилизации уровня шума.

Измерительный импульс положительной полярности, длительность которого пропорциональна разности фаз измерительного и опорного сигналов, с выхода формирователя временных интервалов 14 поступает на вход микроконтроллера 17. По положительному фронту измерительного импульса микроконтроллер 17 формирует сигнал разрешения счета на счетчик 15, на счетный вход которого поступают импульсы эталонной частоты из масштабного генератора 16.

С выхода счетчика 15 измеряемая величина в численном двоичном виде поступает на вход микроконтроллера 17. Длительность измерительного импульса в цифровом виде записывается в память микроконтроллера 17 в момент прихода отрицательного фронта сигнала с выхода формирователя временных интервалов 14. По следующему положительному фронту сигнала в память микроконтроллера 17 записывается в цифровом виде длительность периода измерительного сигнала. Одновременно производится обнуление счетчика. В микроконтроллере 17 сначала производится вычисление фазового сдвига $\Delta\phi$, соответствующего определенной дальности S , по двум временным интервалам в соответствии с выражением

$$\Delta\phi = (1 - t/T) \cdot 2\pi \quad (1)$$

где t – длительность измерительного импульса;

T – длительность периода измерительного сигнала.

Затем в микроконтроллере 17 вычисляется текущее значение измеряемой дальности S , в соответствии с основной формулой фазового метода измерения дальности [6]

$$S = [\Delta\phi/(2\pi)] \cdot [c/(2f)], \quad (2)$$

где f – частота модуляции сигнала; c – скорость света в воздухе.

В блок II измерения разности фаз введены формирователь временных интервалов 14 и микроконтроллер 17 для обеспечения точного измерения временных интервалов.

Работа блока II измерения разности фаз основана на измерении временного сдвига между сигналами промежуточной частоты измерительного и опорного каналов, пропорционального фазовому сдвигу между ними.

Сигналы с выходов усилителей-ограничителей 12 и 13 измерительного и опорного каналов блока I измерения дальности поступают на входы формирователя временных интервалов 14. На выходе формирователя временных интервалов 14 формируется импульс положительной полярности, по длительности равный временному сдвигу измерительного и опорного сигналов, и передается на вход микроконтроллера 17.

В блоке II измерения разности фаз производится измерение времени t перекрытия периодов двух сигналов промежуточной частоты, а также периода T промежуточной частоты. Измерение временных интервалов t и T осуществляется методом подсчета при помощи микроконтроллера 17 числа импульсов масштабной частоты в измеряемом интервале. Преобразование время–фаза, производимое микроконтроллером 17 согласно выражению (1), удовлетворяет условию линейности, что обеспечивает высокие метрологические свойства дальномера.

Точность измерений временных интервалов t и T в значительной степени определяется влиянием нестабильности частот основного 1 и гетеродинного 7 генераторов, а также масштабного генератора 16.

Предлагаемый алгоритм измерения $\Delta\phi$, предусматривающий защиту от дрейфа частоты генераторов, включает измерение абсолютной величины временного интервала t , соответствующего сдвигу фазы, и продолжительности периода измерительного сигнала T .

При этом показателем сдвига фазы $\Delta\phi$ является не абсолютная величина t , а ее отношение к длительности измеряемого периода T . Это повысило допустимую нестабильность частоты генераторов до уровня 10^{-7} , что позволило исключить влияние нестабильности частот на погрешность измерения временных интервалов и, в конечном итоге, на точность измерения дальности.

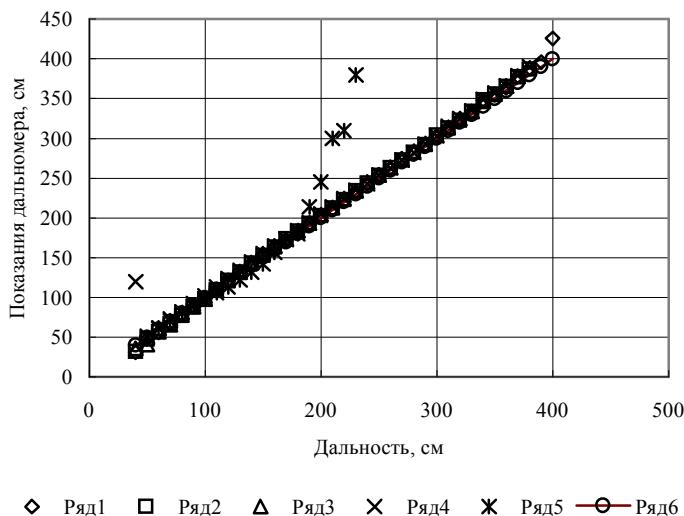


Рисунок 2. Позиционная характеристика дальномера ρ : 1-0,80; 2-0,69; 3-0,56; 4-0,23; 5- 0,10; 6-идеальная

Создан экспериментальный макет дальномера [4] типа «лазерная рулетка» на основе отражательного оптрана лазерный диод-кремниевый p-i-n-диод, реализованный по схеме, представленной на рис. 1.

Позиционная характеристика дальномера (рис. 2) представляет соотношение между показаниями измерителя и действительными значениями дальности. Проведены эксплуатационные испытания дальномера в условиях переменного коэффициента отражения ρ в диапазоне 0,10-0,80 для диффузных поверхностей.

Результаты испытаний показали, что для большинства отражательных поверхностей минимум отклонений от идеальных значений соответствует середине диапазона измеряемых дальностей, а на границах диапазона имеет место увеличение погрешности измерений. При этом относительная погрешность не превышает 1 % по всему диапазону измерений. Имеет место существенное снижение влияния наиболее значительного внешнего фактора – отражательных свойств поверхности на работу дальномерного устройства. Практически, для поверхностей с $\rho > 0,23$ величина и характер изменения погрешности измерений идентичны, что расширяет область применения дальномера на объекты с невысокими отражательными способностями.

Таким образом, в результате применения ряда оригинальных методических и схемно-технических решений, касающихся как регулировки энергетических соотношений, так и алгоритма измерительного процесса достигнуто повышение точности измерений дальномера на малых дальностях (до 10 м).

Библиографический список

- [1] Патент UA 7985 A G 01 C 3/00, публ. 26.12.95. Спосіб вимірювання відстані. Гринюк І.Є., Пасько І.М., Січиков О.О.
- [2] А.С. СССР 1485012 G 01 C 3/08, публ. 07.06.89. Фазовый светодальномер. Ламанов А.Л., Эмдин Ф.З.
- [3] Патент UA 58480 C2 G 01 C 3/06, публ. 15.08.2003. Лазерний віддалемір. Сидоренко Г.С., Купко В.С., Лукін І.В., Соболь В.В., Ковшов С.Б., Лукін О.В., Расчектаєва А.І.
- [4] Заявка № 200611395 від 30.10.2006 на деклараційний патент на корисну модель “Фазовий оптико-електронний далекомір”. Сантоній В.І., Янко В.В., Іванченко І.О., Будіянська Л.М. (позитивне рішення).
- [5] Сантоній В.І., Янко В.В., Іванченко І.А., Будіянская Л.М. Система контроля параметров отстыковки малоразмерных спутников от космической платформы. Матеріали V-ої Міжнар. Н.-практ. Конф. “Сучасні технології в аерокосмічному комплексі”, Житомир, 4-6 вересня, 2001 р, С. 71-76.
- [6] Костецкая Я.М. Свето- и радиодальномеры.—Львов.: Вища школа. Изд-во при Львовском государственном университете, 1986.

ПРИМЕНЕНИЕ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ДЛЯ ОДНОВРЕМЕННОГО
ИЗМЕРЕНИЯ ЛИНЕЙНЫХ УСКОРЕНИЙ И УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ
ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА.

В.С. Одерий, Н.Г. Черняк

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»,
Г. Киев, Украина.
Vova_odery@mail.ru

ACCELEROMETERS USING FOR MEASURING LINEAR
ACCELERATION AND ANGULAR VELOCITY OF MOVING OBJECT.

V. S. Oderiy, N.G. Chernyak,
National technical university of Ukraine
“Kiev polytechnic institute ”
Kiev, Ukraine.
Vova_odery@mail.ru

Рассмотрена возможность одновременного измерения переносных линейного ускорения \vec{w} и угловой скорости $\vec{\Omega}$ подвижного объекта (ПО) в связанной с ним системе координат с помощью жестко закрепленных на нем линейных акселерометров.

Известен принцип одновременного измерения \vec{w} и $\vec{\Omega}$ с помощью вращающихся или вибрирующих линейных акселерометров [1]. При этом, измерение угловой скорости ПО основано на измерении акселерометрами ускорения Кориолиса, возникающего при создании внешним приводом требуемого относительного движения акселерометров и наличия измеряемой переносной угловой скорости объекта. Основные трудности практической реализации данного принципа измерения связаны со сложностью высокоточного задания параметров относительного движения акселерометров приводным устройством, а также с требованиями к акселерометрам, по низкому порогу чувствительности, высокой точности измерения малых ускорений и широкой полосе пропускания.

Рассматриваемый принцип одновременного измерения \vec{w} и $\vec{\Omega}$ объекта с помощью жестко закрепленных акселерометров основан на приборном разделении (по выходным сигналам акселерометров) переносного линейного ускорения полюса объекта и вращательного переносного ускорения акселерометров относительно этого полюса. Выделение вращательного ускорения по линейной комбинации выходных сигналов акселерометров позволяет определить угловое ускорение полюса О объекта и получить оценку переносной угловой скорости этого полюса путем интегрирования по времени этого углового ускорения.

Принцип измерения.

Определим минимальное количество акселерометров необходимых для определения трех проекций \vec{w} и $\vec{\Omega}$ ПО на оси связанной с ним системы координат. Рассмотрим первую кинематическую схему установки линейных акселерометров.

Согласно схеме 1, четыре акселерометра A_1, A_2, A_3, A_4 установлены по осям связанной с объектом системы координат $Oxyz$ согласно рисунку 1, таким образом, что координаты центров масс их чувствительных элементов определяются выражениями:

$$\rho_1 = \{0; \rho; 0\}; \rho_2 = \{0; -\rho; 0\}; \rho_3 = \{-\rho; 0; 0\}; \rho_4 = \{\rho; 0; 0\};$$

где $\rho = const$.

Вектора проекций их осей чувствительности на оси связанной с объектом системы координат имеют вид:

$$\theta_1 = \left\{ -\frac{1}{\sqrt{2}}; 0; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\}; \theta_2 = \left\{ \frac{1}{\sqrt{2}}; 0; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\}; \theta_3 = \left\{ 0; \frac{1}{\sqrt{2}}; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\}; \theta_4 = \left\{ 0; -\frac{1}{\sqrt{2}}; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\};$$

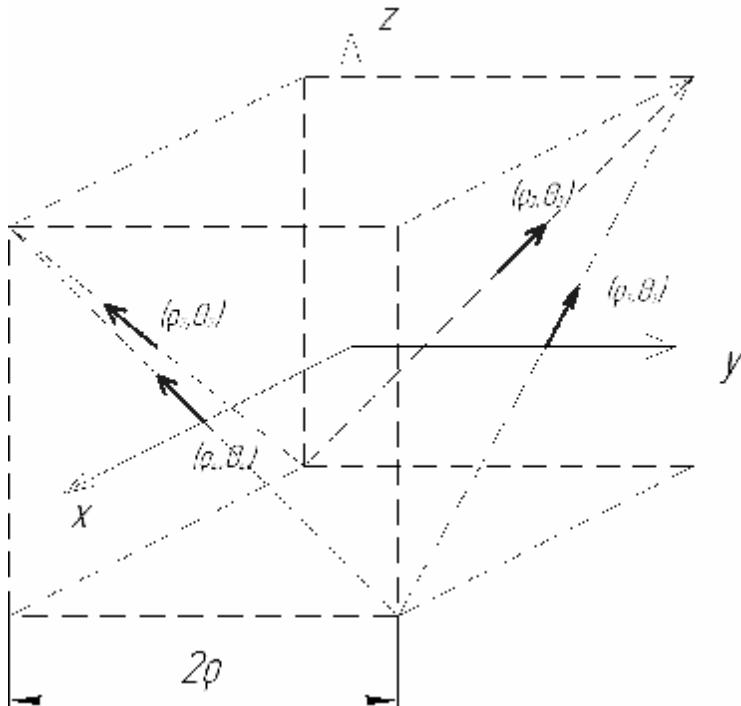


Рисунок 1. Схема расположения акселерометров.

Если объект совершает пространственное переносное движение с абсолютным линейным ускорением $\vec{w} = \{w_x; w_y; w_z\}$ и угловой скоростью $\vec{\Omega} = \{\Omega_x; \Omega_y; \Omega_z\}$, то измеряемое каждым акселерометром A_i ($i = \overline{1,4}$) проекция a_i кажущегося ускорения его чувствительного элемента на его ось чувствительности имеет вид:

$$a_i = [\vec{w} + \vec{\Omega} \times \rho_i + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \rho_i) - \vec{g}] \cdot \bar{\theta}_i, i = \overline{1,4} \quad (1)$$

где $\vec{\Omega}$ - вектор углового ускорения, $\vec{\Omega} = \frac{d\vec{\Omega}}{dt}$;

$\vec{g} = [g_x; g_y; g_z]$ - вектор гравитационного ускорения объекта;

Запишем выражение (1) для каждого акселерометра:

$$\begin{aligned} A_1 : a_1 &= \frac{1}{\sqrt{2}} w_z - \frac{1}{\sqrt{2}} w_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_y - \frac{1}{\sqrt{2}} (g_x - g_z) \\ A_2 : a_2 &= \frac{1}{\sqrt{2}} w_z + \frac{1}{\sqrt{2}} w_x - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_y + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_x + g_z) \\ A_3 : a_3 &= \frac{1}{\sqrt{2}} w_z + \frac{1}{\sqrt{2}} w_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_x + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_y + g_z) \\ A_4 : a_4 &= \frac{1}{\sqrt{2}} w_z - \frac{1}{\sqrt{2}} w_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_x - \frac{1}{\sqrt{2}} (g_y - g_z) \end{aligned} \quad (2)$$

Рассматривая различные линейные комбинации уравнений выражения (2) можно сделать вывод, что возможно выделить только оценку проекции углового ускорения $\hat{\Omega}_z$, которая имеет вид:

$$\hat{\Omega}_z = \frac{\sqrt{2}(A_1 + A_2 - A_3 - A_4)}{4\rho} \quad (3)$$

Значение оценки соответствующей переносной угловой скорости может быть получено путем интегрирования $\hat{\Omega}_z$ по времени:

$$\hat{\Omega}_z = \int_T \hat{\Omega}_z dt \quad (4)$$

Выражение для оценки проекции линейного ускорения \hat{w}_z :

$$\hat{w}_z = \frac{\sqrt{2}(A_1 + A_2 + A_3 + A_4)}{4} - g_z + \rho \Omega_x \Omega_y \quad (5)$$

Выражение (5) содержит методическую дополнительную погрешность от влияния проекций угловых скоростей Ω_x и Ω_y . Величины этих проекций не могут быть определены линейной комбинацией значений выходных сигналов четырех акселерометров расположенных согласно схеме 1, так как невозможно определить значения оценок проекций угловых ускорений $\hat{\Omega}_x$ и $\hat{\Omega}_y$.

Таким образом, схема, в состав которой входят 4 жестко закрепленных акселерометра не позволяет определить все оценки проекций \vec{w} и $\vec{\Omega}$ подвижного объекта на оси связанной с ним системы координат.

Рассмотрим вторую схему с 6 акселерометрами. Согласно схеме 2, называемой кубической конфигурацией, шесть акселерометров $A_i, i = \overline{1, 6}$ установлены в точке пересечения диагоналей сторон куба, с длиной грани 2ρ , согласно рисунку 2. Центр связанной с объектом системы координат расположен в центре куба. Координаты центров масс чувствительных элементов акселерометров определяются выражениями:

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \{0; 0; -\rho\}; \rho_2 = \{0; -\rho; 0\}; \rho_3 = \{-\rho; 0; 0\}; \rho_4 = \{\rho; 0; 0\}; \rho_5 = \{0; \rho; 0\}; \\ \rho_6 &= \{0; 0; \rho\}; \end{aligned}$$

где $\rho = const$.

Вектора проекций осей чувствительности акселерометров на оси связанной с объектом системы координат имеют вид:

$$\theta_1 = \left\{ \frac{1}{\sqrt{2}}; \frac{1}{\sqrt{2}}; 0 \right\}; \theta_2 = \left\{ \frac{1}{\sqrt{2}}; 0; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\}; \theta_3 = \left\{ 0; \frac{1}{\sqrt{2}}; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\}; \theta_4 = \left\{ 0; -\frac{1}{\sqrt{2}}; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\};$$

$$\theta_5 = \left\{ -\frac{1}{\sqrt{2}}; 0; \frac{1}{\sqrt{2}} \right\}; \theta_6 = \left\{ -\frac{1}{\sqrt{2}}; \frac{1}{\sqrt{2}}; 0 \right\}.$$

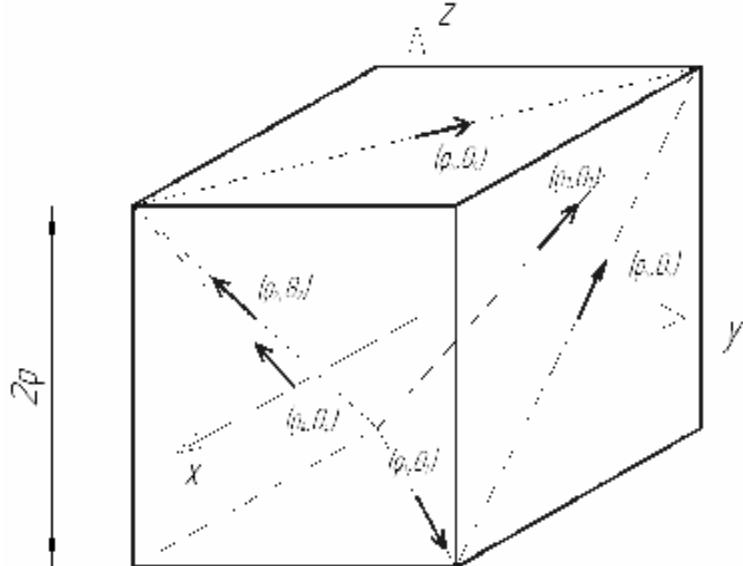


Рисунок 2. Кубическая схема расположения акселерометров.

Учитывая введенные обозначения, измеряемое каждым акселерометром A_i проекция a_i кажущегося ускорения его чувствительного элемента на его ось чувствительности согласно выражению (1) имеет вид:

$$A_1 : a_1 = \frac{1}{\sqrt{2}} w_x + \frac{1}{\sqrt{2}} w_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_y + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_x + g_y)$$

$$A_2 : a_2 = \frac{1}{\sqrt{2}} w_x + \frac{1}{\sqrt{2}} w_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_y + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_x + g_z)$$

$$A_3 : a_3 = \frac{1}{\sqrt{2}} w_y + \frac{1}{\sqrt{2}} w_z + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_x + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_z + g_y)$$

$$A_4 : a_4 = \frac{1}{\sqrt{2}} w_z - \frac{1}{\sqrt{2}} w_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_x + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_z - g_y)$$

(6)

$$A_5 : a_5 = \frac{1}{\sqrt{2}} w_z - \frac{1}{\sqrt{2}} w_x - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_z + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_z - g_x)$$

$$A_6 : a_6 = \frac{1}{\sqrt{2}} w_y - \frac{1}{\sqrt{2}} w_x - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_x + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \dot{\Omega}_y + \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_z \Omega_y - \frac{\rho}{\sqrt{2}} \Omega_x \Omega_y + \frac{1}{\sqrt{2}} (g_y - g_x)$$

Рассмотрим линейную комбинацию выходных сигналов акселерометров A_1, A_2, A_5, A_6 :

$$a_1 + a_2 - a_5 - a_6 = \frac{4}{\sqrt{2}} w_x + \frac{4}{\sqrt{2}} g_z - \frac{4\rho}{\sqrt{2}} \Omega_y \Omega_z, \text{ отсюда}$$

$$\hat{w}_x = \frac{\sqrt{2}(a_1 + a_2 - a_5 - a_6)}{4} - g_z + \rho\Omega_y\Omega_z;$$

$$a_1 - a_2 + a_5 - a_6 = \frac{4\rho}{\sqrt{2}}\dot{\Omega}_x, \text{ откуда следует } \hat{\Omega}_z = \frac{\sqrt{2}(a_1 - a_2 + a_5 - a_6)}{4\rho}.$$

В таблице 1 представлены выражения для оценок проекций переносных линейного ускорения объекта и углового ускорения его полюса, полученные на основании приведенных в таблице линейных комбинаций результатов измерений линейных ускорений a_i акселерометрами A_i , ($i = \overline{1,6}$):

Таблица 1. Оценки проекций переносного линейного и углового ускорения полюса объекта

Ось СК	Угловое ускорение полюса $\vec{\Omega}$		Линейное ускорение полюса \vec{w}	
	комбинация сигналов	оценка проекций на ось	комбинация сигналов	оценка проекций на ось
x	$A_1 - A_2 + A_5 - A_6$	$\hat{\Omega}_x = \frac{\sqrt{2}(a_1 - a_2 + a_5 - a_6)}{4\rho} (7)$	$A_1 + A_2 - A_5 - A_6$	$\hat{w}_x = \frac{a_1 + a_2 - a_5 - a_6}{2\sqrt{2}} + \rho\hat{\Omega}_y\hat{\Omega}_z - g_x$ (10)
y	$A_3 - A_1 - A_4 - A_6$	$\hat{\Omega}_y = \frac{\sqrt{2}(a_3 - a_1 - a_4 - a_6)}{4\rho} (8)$	$A_1 + A_3 - A_4 + A_6$	$\hat{w}_y = \frac{a_1 + a_3 - a_4 + a_6}{2\sqrt{2}} + \rho\hat{\Omega}_z\hat{\Omega}_x - g_y$ (11)
z	$A_2 - A_3 - A_4 + A_5$	$\hat{\Omega}_z = \frac{\sqrt{2}(a_2 - a_3 - a_4 + a_5)}{4\rho} (9)$	$A_2 + A_3 + A_4 + A_5$	$\hat{w}_z = \frac{a_2 + a_3 + a_4 + a_5}{2\sqrt{2}} + \rho\hat{\Omega}_x\hat{\Omega}_y - g_z$ (12)

Оценки проекций переносной угловой скорости полюса могут быть получены путем интегрирования по времени выражений (7), (8), (9):

$$\hat{\Omega}_{x,y,z} = \int_T \hat{\Omega}_{x,y,z}(t)dt \quad (13)$$

Согласно выражениям (10), (11), (12), оценки $\hat{w}_x, \hat{w}_y, \hat{w}_z$ содержат дополнительную методическую погрешность от соответствующих угловых скоростей $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$. Однако они могут быть алгоритмически скомпенсированы по результатам измерений проекций этих угловых скоростей. Таким образом, число акселерометров, необходимое для определения всех проекций \vec{w} и $\vec{\Omega}$ на оси связанной с объектом системы координат равно шести.

Получим схему обработки выходных сигналов акселерометров, для этого введем следующие обозначения:

S_1 – матрица, определяющая операцию сложения/вычитания выходного сигнала акселерометров при выделении значения углового ускорения,

$$S_1 = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 & 1 & -1 \\ -1 & 0 & 1 & -1 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & -1 & -1 & 1 & 0 \end{bmatrix};$$

S_2 – матрица, определяющая операцию сложения/вычитания выходного сигнала акселерометров при выделении значения линейного ускорения,

$$S_2 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & -1 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Учитывая введенные обозначения, схему обработки выходных сигналов акселерометров для оценки параметров движения полюса объекта можно изобразить следующим образом:

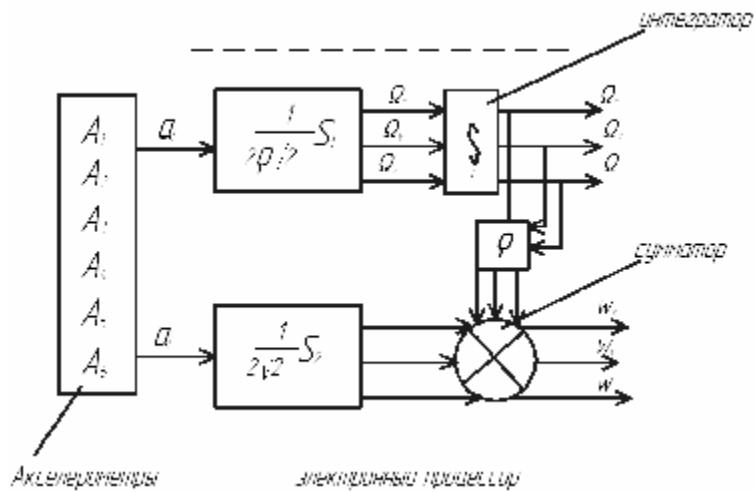


Рисунок 3. Схема обработки выходных сигналов акселерометров.

Результаты моделирования.

С целью оценки инструментальных погрешностей системы, построенной по схеме рис. 3, проведено математическое моделирование ее работы в системе MatLab при следующих параметрах: $w_x = w_y = w_z = 1 \text{ м/с}^2$; $\dot{\Omega}_{x,y,z} = \Omega_{x,y,z} = 0$.

При этом была принята следующая модель погрешности выходных сигналов акселерометров:

$$\Delta a = \pm K_0 \pm k a_{ucm} \pm \delta a_{ucm} \quad (14)$$

где Δa – погрешность измеряемого акселерометром ускорения, м/с^2 ;

K_0 – погрешность смещения нуля акселерометра, м/с^2 ;

k – погрешность масштабного коэффициента, ppm;

a_{ucm} – действующее на чувствительный элемент акселерометра ускорение, м/с^2 ;

δ – погрешность базовой плоскости акселерометра, рад.

Работа интегратора и других блоков, осуществляющих математические преобразования в схеме, считалась идеальной, влияние гравитационного ускорения не учитывалось.

Моделирование проводилось для двух типов акселерометров: прецизионного маятникового компенсационного акселерометра QA-2000-30 (Honeywell) и микромеханического акселерометра средней точности MXD2020 (G&M). Погрешности моделей выходных сигналов акселерометров представлены в таблице 2.

Таблица 2. Погрешности моделей выходных сигналов акселерометров

Тип акселерометра	$K_0, \text{м/с}^2$	k, ppm	$\delta, \text{рад}$
QA-2000-30	$4 \cdot 10^{-4}$	300	$2 \cdot 10^{-3}$
MXD2020	$5 \cdot 10^{-2}$	1000	$1.7 \cdot 10^{-2}$

Работа системы моделировалась для трех отрезков времени: 1 с, 5 с, 10 с.

Полученные максимальные значения погрешностей оценок проекций переносных линейного ускорения и угловой скорости объекта на оси связанной с ним системы координат представлены в таблице 3.

Таблица 3. Максимальные значения погрешностей оценок проекций переносных линейного ускорения и угловой скорости объекта на оси связанной с ним системы координат

T, с	Максимальные значений погрешностей оценок проекций линейного ускорения и угловой скорости											
	Акселерометр QA-2000-30						Акселерометр MXD2020					
	$\Delta w_x, \text{м/с}^2$	$\Delta w_y, \text{м/с}^2$	$\Delta w_z, \text{м/с}^2$	$\Delta \Omega_x, \text{рад/с}$	$\Delta \Omega_y, \text{рад/с}$	$\Delta \Omega_z, \text{рад/с}$	$\Delta w_x, \text{м/с}^2$	$\Delta w_y, \text{м/с}^2$	$\Delta w_z, \text{м/с}^2$	$\Delta \Omega_x, \text{рад/с}$	$\Delta \Omega_y, \text{рад/с}$	$\Delta \Omega_z, \text{рад/с}$
1	0.001	-0.001	-0.003	0.0172	-0.0202	0.0058	0.043	-0.042	-0.055	-0.1836	0.1736	0.3636
5	0	0	-0.003	0.0859	-0.1009	0.0291	0.194	-0.202	-0.132	-0.9178	0.8678	1.818
10	-0.001	0.001	-0.006	0.1717	-0.2017	0.0582	0.667	-0.703	-0.371	-1.836	1.736	3.636

Полученные результаты показывают принципиальную возможность применения акселерометров для одновременного измерения переносных линейного ускорения и угловой скорости подвижного объекта. При этом, величина погрешностей оценки линейного ускорения и угловой скорости существенно зависят от инструментальных погрешностей акселерометров и времени работы системы.

Библиографический список

- [1] Н. Г. Черняк, Н. А. Мухоед Построение инерциального датчика для измерения линейных ускорений и угловых скоростей летательного аппарата, Технология и конструирование в электронной аппаратуре, 2001, №6, стр. 39.
- [2] М. А. Павловский Теоретична Механіка. – К.: Техніка, 2002.
- [3] K. Mostov, Chin-Woo Tan, Pravin Varaiya Development of Integrated Navigation Systems Based on Gyro-free INS, Path Laboratory, Department of EECS University of California at Berkeley.

УДК 621.822.11; 658.562.1

ПЕРЕКОС У ЗВИЧАЙНОМУ ПІДШИПНИКУ КОВЗАННЯ ОБЕРТОВОГО
ОБЛАДНАННЯ.

П. Б. Олійник.

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”
Київ, Україна.

JOURNAL BEARING MISALIGNMENT ON THE ROTATING MACHINERY

Pavel B. Oliynik

National technical university of Ukraine “Kyiv polytechnic institute”
Kyiv, Ukraine

Одним з дефектів, що найчастіше реєструються на обертовому обладнанні, зокрема на нагнітачах типу 650-21-2, є перекос при установці вала в підшипник. На нагнітачах з підшипниками, що встановлюються самі, цей дефект автоматично компенсується – вкладиші підшипника встановлюються таким чином, що зазори в підшипнику вирівнюються (зрозуміло, в межах рухомості вкладишів). Для звичайних же підшипників ковзання даний дефект є серйозною проблемою, що викликає підвищення вібрації та зменшує строк служби підшипника через зношування.

Дослідження даного дефекту ведуться вже досить давно, наприклад у [1] Бухгольц та Лін розглянули вплив неспіввісності на несучі властивості та кавітацію у підшипнику ковзання, розв'язавши модифіковане рівняння Рейнольдса чисельними методами. Крім Бухгольца та Ліна, дану проблему експериментально дослідили Бойе та Філлон [2], зокрема виміряли поле тиску та температури в площині симетрії підшипника за різних умов роботи. Боедо і Букер в [3] чисельно розв'язали рівняння Рейнольдса і в межах класичної гідродинаміки визначили поведінку підшипників при перекосі. Остання з робіт, присвячених цій проблемі – стаття Сана і Чангліна [4], що знов-таки розв'язали рівняння Рейнольдса чисельними методами, і навели графіки розподілу тиску для різних умов. Експериментальні дослідження, проведенні тими ж авторами та Жіяном [5], підтверджують їх розрахунки.

Недоліком цих публікацій є те, що автори наводять формулу рівняння Рейнольдса, і, як правило, нероблять спроб отримати аналітичний його розв'язок, не кажучи вже про аналітичне визначення сил та моментів, що діють у підшипнику з перекосом. Хоча в [1] наведено аналітичні формули для розподілу тиску в підшипнику, але формули для визначення сил та моментів також не виведено. Нижче наведено спробу аналітичного розв'язання проблеми визначення сил та моментів, що діють у підшипнику з перекосом, та прояву сил у коливаннях вала в опорі з перекосом.

Для спрощення задачі прийнято наступні гіпотези:

- Підшипник описується як короткий ($\frac{L}{D} \rightarrow 0$, де L - довжина підшипника, D - внутрішній діаметр);
- Границими умовами рівняння Рейнольдса є рівність тиску P на кінцях підшипника атмосферному P_a ($P(L/2) = P(-L/2) = P_a$);
- Перекіс відбувся у площині, що проходить через точки O_pO_u та вісь підшипника. Кут перекосу γ є малим (рис. 1);
- Розглянуто малі коливання вала навколо положення рівноваги ($\Delta e(t) \ll e_0$, $\Delta\varphi(t) \ll \varphi_0$, де e_0 - ексцентриситет на зовнішньому кінці підшипника ($z = -L/2$) за умов рівноваги, φ_0 - кут між прямою, що зв'язує центри цапфи та підшипника та вертикалью також за умов рівноваги, а $\Delta e(t)$ та $\Delta\varphi(t)$ - зміни e_0 та φ_0 відповідно).

Для випадку короткого підшипника рівняння Рейнольдса має вид [6]:

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{h(z)^3}{12\mu} \cdot \frac{\partial P}{\partial z} \right) = \frac{\partial h(z)}{\partial t} + \frac{\Omega}{2} \cdot \frac{\partial h(z)}{\partial \vartheta} \quad (1)$$

Тут μ - коефіцієнт в'язкості рідини, Ω - частота обертання ротора, ϑ - кут між віссю $O\vartheta$ та точкою з максимальна товщиною плівки. Максимальна товщина плівки в перерізі $h(z)$ з рис. 1 (з трикутника AO_pO_u , після відкидання членів вище першого порядку мализни) визначається формулою

$$h(z) = c + \left(e(t) + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma \right) \cos \vartheta \quad (2)$$

де $e(t)$ - ексцентриситет на зовнішньому кінці підшипника ($z = -L/2$), c - зазор у підшипнику.

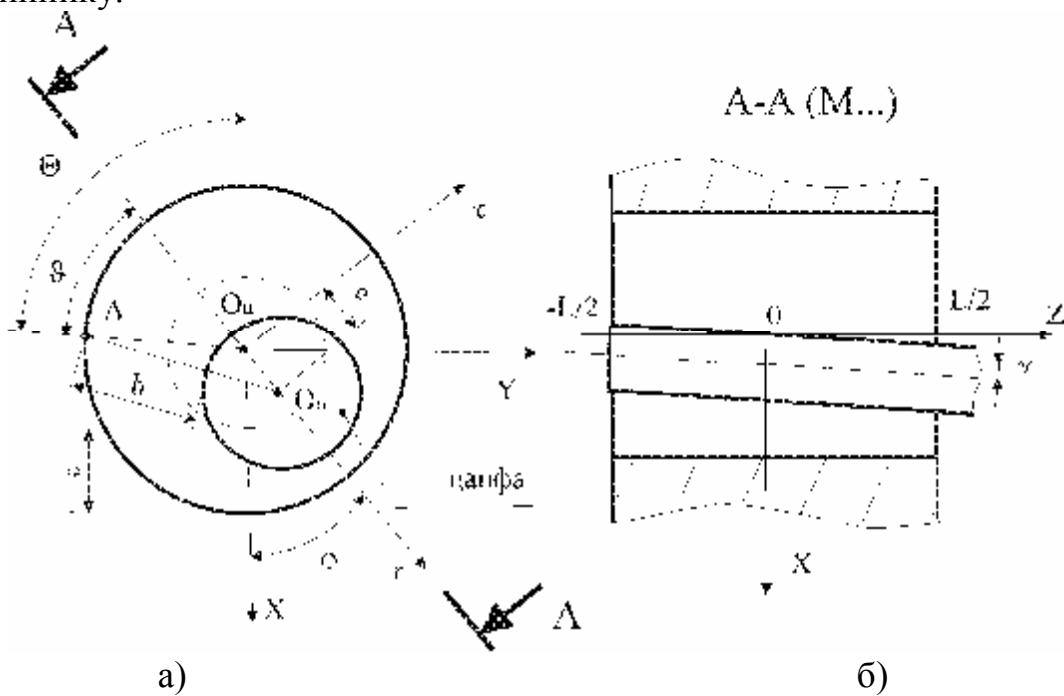


Рисунок 1. Підшипник з перекосом: а) переріз на зовнішньому кінці підшипника ($z = -L/2$), б) переріз площини, що проходить через O_p , O_u та OZ .

Прийнявши гіпотезу малих коливань (тобто прийнявши, що $e(t) \approx e_0 + \Delta e(t)$, $\varphi(t) \approx \varphi_0 + \Delta\varphi(t)$), і врахувавши, що $\vartheta = \Theta - \varphi(t)$, тобто $\vartheta \approx \Theta - \varphi_0$, з (2) отримано, що:

$$h(z, t) = c + \left[e_0 + \Delta e(t) + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right] \cdot (\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \approx \quad (3)$$

$$\approx h_1(z) + \Delta e \cdot \cos \vartheta + \left(e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right) \Delta\varphi \sin \vartheta$$

$$\text{де } h_1(z) = c + \left(e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right) \cos \vartheta.$$

Продиференціювавши (3), отримано:

$$\begin{aligned} \frac{\partial h}{\partial t} &= \Delta\dot{e} \cos \vartheta + \left(e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right) \Delta\dot{\varphi} \sin \vartheta, \\ \frac{\partial h}{\partial \vartheta} &= \frac{\partial h_1}{\partial \vartheta} - \Delta e \sin \vartheta + \left(e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right) \Delta\varphi \cos \vartheta, \\ \frac{\partial h_1}{\partial \vartheta} &= - \left(e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right) \sin \vartheta. \end{aligned} \quad (4)$$

Підставивши формули (4) в (1), отримано рівняння Рейнольдса для підшипника з перекосом:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{h(z)^3}{12\mu} \cdot \frac{\partial P}{\partial z} \right) &= \left(\Delta\dot{e} + \frac{\Omega}{2} \left[e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right] \cdot \Delta\varphi \right) \cos \vartheta + \\ &+ \left(\left[e_0 + \left(z + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right] \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \end{aligned} \quad (5)$$

Отримане рівняння (5) було проінтегровано, і після перетворення отримано:

$$\begin{aligned} \frac{\partial P}{\partial z} &= \frac{12\mu z}{h(z)^3} \left[\left(\Delta\dot{e} + \frac{\Omega}{2} \left[e_0 + \left(\frac{z}{2} + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right] \cdot \Delta\varphi \right) \cos \vartheta + \right. \\ &\left. + \left(\left[e_0 + \left(\frac{z}{2} + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg}\gamma \right] \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi), \end{aligned} \quad (6)$$

де $F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi)$ - деяка функція, незалежна від z . Вважаючи, що $\beta = \left(z + \frac{L}{2} \right) (\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \cdot \operatorname{tg}\gamma$ є малою величиною, можна розкласти $\frac{1}{h(z)^3}$ в ряд Тейлора в околі нуля:

$$\frac{1}{h(z)^3} = \frac{1}{(h_d + \beta)^3} \approx \frac{1}{h_d^3} - \frac{3\beta}{h_d^4} + \frac{6\beta^2}{h_d^5} - \frac{10\beta^3}{h_d^6} + \dots, \text{ де}$$

$$h_d = C + e_0 \cos \vartheta + \Delta e \cdot \cos \vartheta + e_0 \Delta\varphi \sin \vartheta.$$

Після підстановки розкладу в ряд з точністю до лінійного відносно β члена рівняння (6) має вид:

$$\frac{\partial P}{\partial z} = 12\mu z \left(\frac{1}{h_d^3} - \frac{3\left(z + \frac{L}{2}\right)(\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \operatorname{tg} \gamma}{h_d^4} \right) \left[\left(\Delta\dot{e} + \frac{\Omega}{2} \left[e_0 + \left(\frac{z}{2} + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma \right] \cdot \Delta\varphi \right) \cos \vartheta + \right. \\ \left. + \left[\left(e_0 + \left(\frac{z}{2} + \frac{L}{2} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma \right) \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right] \sin \vartheta \right] + F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi)$$
(7)

Отримане рівняння було проінтегровано за допомогою системи Wolfram Research Mathematica ®:

$$P(\vartheta, z, t) = \frac{6\mu}{h_d^3} z^2 \left[\left(\Delta\dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta\varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\ + \frac{12\mu}{h_d^3} \left(\frac{z^3}{6} + \frac{Lz^2}{4} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma \left[\frac{\Omega}{2} \Delta\varphi \cos \vartheta + \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] - \\ - \frac{36\mu}{h_d^4} \left(\frac{z^3}{3} + \frac{Lz^2}{4} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma (\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \left[\left(\Delta\dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta\varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] - \\ - \frac{36\mu}{h_d^4} \left(\frac{z^4}{8} + \frac{Lz^3}{4} + \frac{L^2z^2}{8} \right) \operatorname{tg}^2 \gamma (\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \left[\frac{\Omega}{2} \Delta\varphi \cos \vartheta + \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\ + F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) \cdot z + F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) = f(z) + F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) \cdot z + F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi),$$
(8)

де $F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi)$ - також деяка функція, незалежна від z , а для зручності подальших викладок позначено $f(z) = P(\vartheta, z, t) - F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) \cdot z - F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi)$.

Врахувавши граничні умови рівняння Рейнольдса, з (8) отримано систему рівнянь:

$$\begin{cases} f(-\frac{L}{2}) - F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) \cdot \frac{L}{2} + F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) = P_a \\ f(\frac{L}{2}) + F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) \cdot \frac{L}{2} + F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) = P_a \end{cases}, \text{ з якої легко отримати, що}$$

$$F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) = \frac{f(-\frac{L}{2}) - f(\frac{L}{2})}{L}, \quad F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) = P_a - \frac{f(-\frac{L}{2}) + f(\frac{L}{2})}{2}, \text{ або ж}$$

$$F_1(\vartheta, \Delta e, \Delta\varphi) = -\frac{12\mu}{h_d^3} \cdot \frac{L^2}{24} \cdot \operatorname{tg} \gamma \left[\frac{\Omega}{2} \Delta\varphi \cos \vartheta + \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\ + \frac{36\mu}{h_d^4} \cdot \frac{L^2}{12} \cdot \operatorname{tg} \gamma (\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \left[\left(\Delta\dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta\varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\ + \frac{36\mu}{h_d^4} \cdot \frac{L^3}{16} \cdot \operatorname{tg}^2 \gamma (\cos \vartheta + \Delta\varphi \sin \vartheta) \left[\frac{\Omega}{2} \Delta\varphi \cos \vartheta + \left(\Delta\dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right]$$

$$\begin{aligned}
F_2(\vartheta, \Delta e, \Delta \varphi) = & Pa - \frac{6\mu}{h_d^3} \cdot \frac{L^2}{4} \cdot \left[\left(\Delta \dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta \varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] - \\
& - \frac{12\mu}{h_d^3} \cdot \frac{L^3}{16} \cdot \operatorname{tg} \gamma \left[\frac{\Omega}{2} \Delta \varphi \cos \vartheta + \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\
& + \frac{36\mu}{h_d^4} \cdot \frac{L^3}{16} \cdot \operatorname{tg} \gamma (\cos \vartheta + \Delta \varphi \sin \vartheta) \left[\left(\Delta \dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta \varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\
& + \frac{36\mu}{h_d^4} \cdot \frac{5L^4}{128} \cdot \operatorname{tg}^2 \gamma (\cos \vartheta + \Delta \varphi \sin \vartheta) \left[\frac{\Omega}{2} \Delta \varphi \cos \vartheta + \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right]
\end{aligned} \tag{9}$$

Підставивши (9) в (8), і вважаючи тиск P_a нехтовно малим у порівнянні з тиском у підшипнику, отримано, що:

$$\begin{aligned}
P(\vartheta, z, t) - P_a = & \frac{6\mu}{h_d^3} \left(z^2 - \frac{L^2}{4} \right) \left[\left(\Delta \dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta \varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] + \\
& + \frac{12\mu}{h_d^3} \left(\frac{z^3}{6} + \frac{Lz^2}{4} - \frac{L^2 z}{24} - \frac{L^3}{16} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma \left[\frac{\Omega}{2} \Delta \varphi \cos \vartheta + \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] - \\
& - \frac{36\mu}{h_d^4} \left(\frac{z^3}{3} + \frac{Lz^2}{4} - \frac{L^2 z}{12} - \frac{L^3}{16} \right) \cdot \operatorname{tg} \gamma (\cos \vartheta + \Delta \varphi \sin \vartheta) \left[\left(\Delta \dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta \varphi \right) \cos \vartheta + \left(e_0 \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] - \\
& - \frac{36\mu}{h_d^4} \left(\frac{z^4}{8} + \frac{Lz^3}{4} + \frac{L^2 z^2}{8} - \frac{L^3 z}{16} - \frac{5L^4}{128} \right) \operatorname{tg}^2 \gamma (\cos \vartheta + \Delta \varphi \sin \vartheta) \left[\frac{\Omega}{2} \Delta \varphi \cos \vartheta + \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \sin \vartheta \right] \approx P(\vartheta, z, t)
\end{aligned} \tag{10}$$

Проекції сил, що діють з боку плівки на цапфу вала, на осі системи координат $O\tau$, визначаються за формулами:

$$\begin{bmatrix} F_r \\ F_t \end{bmatrix} = \int_{-L/2}^{L/2} \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} P(\vartheta, z, t) \begin{bmatrix} \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \end{bmatrix} R d\vartheta dz, \tag{11}$$

де R - радіус цапфи, $[\vartheta_1; \vartheta_2]$ - межі інтегрування, для звичайного підшипника ковзання прийнято $\vartheta_1 = 0, \vartheta_2 = \pi$ (гіпотеза π - плівки в класичній гідродинаміці). Після підстановки (10) у (11) та інтегрування по z отримано:

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} F_r \\ F_t \end{bmatrix} = & - \frac{\mu RL^3}{c^3} \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} \left[\left(\Delta \dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta \varphi \right) \frac{\cos \vartheta}{H_d^3} + \left(e_0 \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \frac{\sin \vartheta}{H_d^3} \right] \frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} d\vartheta - \\
& - \frac{\mu RL^4}{2c^3} \operatorname{tg} \gamma \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} \left[\frac{\Omega}{2} \Delta \varphi \frac{\cos \vartheta}{H_d^3} + \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \frac{\sin \vartheta}{H_d^3} \right] \frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} d\vartheta + \\
& + \frac{3\mu RL^4}{2c^4} \operatorname{tg} \gamma \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} (\cos \vartheta + \Delta \varphi \sin \vartheta) \left[\left(\Delta \dot{e} + \frac{\Omega}{2} e_0 \Delta \varphi \right) \frac{\cos \vartheta}{H_d^4} + \left(e_0 \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) - \Delta e \frac{\Omega}{2} \right) \frac{\sin \vartheta}{H_d^4} \right] \frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} d\vartheta + \\
& + \frac{39\mu RL^5}{40c^4} \operatorname{tg}^2 \gamma \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} (\cos \vartheta + \Delta \varphi \sin \vartheta) \left[\frac{\Omega}{2} \Delta \varphi \frac{\cos \vartheta}{H_d^4} + \left(\Delta \dot{\varphi} - \frac{\Omega}{2} \right) \frac{\sin \vartheta}{H_d^4} \right] \frac{\cos \vartheta}{\sin \vartheta} d\vartheta
\end{aligned} \tag{12}$$

де $H_d = h_d/c$. Врахувавши, що h_d залежить від Δe та $\Delta\varphi$, можна отримати розклад $1/H_d^3$ та $1/H_d^4$ в ряд Тейлора до лінійного члена:

$$\begin{aligned} H_d^{-3} &= H_0^{-3} - 3H_0^{-4}(\Delta e \cdot \cos \vartheta + e_0 \Delta \varphi \sin \vartheta) / c, \\ H_d^{-4} &= H_0^{-4} - 4H_0^{-5}(\Delta e \cdot \cos \vartheta + e_0 \Delta \varphi \sin \vartheta) / c, \end{aligned} \quad (13)$$

де $H_0 = 1 + \varepsilon \cos \vartheta$.

Підставивши (13) в (12), та знехтувавши під інтегралами членами другого та вище порядку мализни відносно Δe та $\Delta\varphi$ ($\Delta e \Delta \varphi$ і т.п.), після нескладних алгебраїчних перетворень отримано, що:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} F_r \\ F_t \end{bmatrix} &= -\frac{\mu RL^3}{c^3} \begin{bmatrix} I_3^{02} & I_3^{11} \\ I_3^{11} & I_3^{20} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{e} \\ e \Delta \dot{\varphi} \end{bmatrix} - \frac{\mu RL^3}{c^3} \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -I_3^{11} + 3\varepsilon I_4^{12} & I_3^{02} + 3\varepsilon I_4^{21} \\ -I_3^{20} + 3\varepsilon I_4^{21} & I_3^{11} + 3\varepsilon I_4^{30} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta e \\ e \Delta \varphi \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^3}{c^3} \frac{\Omega e}{2} \begin{bmatrix} I_3^{11} \\ I_3^{20} \end{bmatrix} - \\ &- \frac{\mu RL^4}{2c^3 e} \operatorname{tg}\gamma \begin{bmatrix} 0 & I_3^{11} \\ 0 & I_3^{20} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{e} \\ e \Delta \dot{\varphi} \end{bmatrix} - \frac{\mu RL^4}{2c^3 e} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} 3\varepsilon I_4^{12} & I_3^{02} + 3\varepsilon I_4^{21} \\ 3\varepsilon I_4^{21} & I_3^{11} + 3\varepsilon I_4^{30} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta e \\ e \Delta \varphi \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^4}{2c^3} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} I_3^{11} \\ I_3^{20} \end{bmatrix} + \\ &+ \frac{3\mu RL^4}{2c^4} \operatorname{tg}\gamma \begin{bmatrix} I_4^{03} & I_4^{12} \\ I_4^{12} & I_4^{21} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{e} \\ e \Delta \dot{\varphi} \end{bmatrix} + \frac{3\mu RL^4}{2c^4} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -I_4^{12} + 4\varepsilon I_5^{13} & I_4^{03} - I_4^{21} + 4\varepsilon I_5^{22} \\ -I_4^{21} + 4\varepsilon I_5^{22} & I_4^{12} - I_4^{30} + 4\varepsilon I_5^{31} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta e \\ e \Delta \varphi \end{bmatrix} - \\ &- \frac{3\mu RL^4}{2c^4} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega e}{2} \begin{bmatrix} I_4^{12} \\ I_4^{21} \end{bmatrix} + \\ &+ \frac{39\mu RL^5}{40c^4 e} \operatorname{tg}^2 \gamma \begin{bmatrix} 0 & I_4^{12} \\ 0 & I_4^{21} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{e} \\ e \Delta \dot{\varphi} \end{bmatrix} + \frac{39\mu RL^5}{40c^4 e} \operatorname{tg}^2 \gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} 4\varepsilon I_5^{13} & I_4^{03} - I_4^{21} + 4\varepsilon I_5^{22} \\ 4\varepsilon I_5^{22} & I_4^{12} - I_4^{30} + 4\varepsilon I_5^{31} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta e \\ e \Delta \varphi \end{bmatrix} - \\ &- \frac{39\mu RL^5}{40c^4} \operatorname{tg}^2 \gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} I_4^{12} \\ I_4^{21} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (14)$$

де $I_l^{kj} = \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} \frac{\sin^k \vartheta \cdot \cos^j \vartheta}{H_0^l}$ - інтеграли Зоммерфельда. Рекурентні формули для

обчислення цих інтегралів наведено в [7].

Підставивши значення I_l^{kj} в (14), було отримано формули для сил, що діють на цапфу з боку плівки, в системі координат $Or\tau$. За означенням коефіцієнтів жорсткості K_{ij} та демпфірування C_{ij} підшипника (i, j - координати r та τ), а також сил реакції на статичне навантаження визначено, що

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} K_{rr} & K_{rt} \\ K_{tr} & K_{tt} \end{bmatrix} = & \frac{\mu RL^3}{c^3} \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} \frac{4\varepsilon(1+\varepsilon^2)}{(1-\varepsilon^2)^3} & \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \\ -\frac{\pi(1+2\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} & \frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^4}{2c^3 e} tg\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} \frac{2\varepsilon(1+3\varepsilon^2)}{(1-\varepsilon^2)^3} & \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \\ -\frac{3\pi\varepsilon^2}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} & \frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \end{bmatrix} - \\
& - \frac{3\mu RL^4}{2c^4} tg\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{2(1+14\varepsilon^2+9\varepsilon^4)}{3(1-\varepsilon^2)^4} & -\frac{\pi\varepsilon}{2\varepsilon^2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \\ \frac{\pi\varepsilon(2+3\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{7/2}} & -\frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \end{bmatrix} - \\
& - \frac{39\mu RL^5}{40c^4 e} tg^2\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{8\varepsilon^2(1+\varepsilon^2)}{(1-\varepsilon^2)^4} & -\frac{\pi\varepsilon}{2\varepsilon^2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \\ \frac{\pi\varepsilon(1+4\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{7/2}} & -\frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \end{bmatrix} - \\
\begin{bmatrix} C_{rr} & C_{rt} \\ C_{tr} & C_{tt} \end{bmatrix} = & \frac{\mu RL^3}{c^3} \begin{bmatrix} \frac{\pi(1+2\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} & -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} & \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^4}{2c^3 e} tg\gamma \begin{bmatrix} 0 & -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ 0 & \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} - \\
& - \frac{3\mu RL^4}{2c^4} tg\gamma \begin{bmatrix} -\frac{\pi\varepsilon(3+2\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{7/2}} & \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} & -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} - \frac{39\mu RL^5}{40c^4 e} tg^2\gamma \begin{bmatrix} 0 & \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ 0 & -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} - \\
\begin{bmatrix} F_{r0} \\ F_{t0} \end{bmatrix} = & \frac{\mu RL^3}{c^3} \frac{\Omega e}{2} \begin{bmatrix} -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^4}{2c^3} tg\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} - \frac{3\mu RL^4}{2c^4} tg\gamma \frac{\Omega e}{2} \begin{bmatrix} \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} - \\
& - \frac{39\mu RL^5}{40c^4} tg^2\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} \tag{15}
\end{aligned}$$

Як видно з отриманих формул (15), оскільки відносний ексцентризитет $\varepsilon \in (0;1)$, то в результаті перекосу зростуть за модулем проекції сил F_{r0}, F_{t0} , а також жорсткість та демпфірування в напрямках осей r та t .

Модуль сили статичної реакції визначається як $F_0 = \sqrt{F_{r0}^2 + F_{t0}^2}$.

Для визначення коефіцієнтів жорсткості та демпфірування в системи координат $OXYZ$ за рис. 1 слід застосувати формули:

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} K_{xx} & K_{xy} \\ K_{yx} & K_{yy} \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} \cos\varphi_0 & -\sin\varphi_0 \\ \sin\varphi_0 & \cos\varphi_0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} K_{rr} & K_{rt} \\ K_{tr} & K_{tt} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\varphi_0 & \sin\varphi_0 \\ -\sin\varphi_0 & \cos\varphi_0 \end{bmatrix} \\
\begin{bmatrix} C_{xx} & C_{xy} \\ C_{yx} & C_{yy} \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} \cos\varphi_0 & -\sin\varphi_0 \\ \sin\varphi_0 & \cos\varphi_0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} C_{rr} & C_{rt} \\ C_{tr} & C_{tt} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\varphi_0 & \sin\varphi_0 \\ -\sin\varphi_0 & \cos\varphi_0 \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

де $\varphi_0 = \arctg\left(-\frac{F_{r0}}{F_{t0}}\right)$ - кут відхилення лінії O_nO_u від вертикалі у стані рівноваги.

Моменти, що діють на цапфу вала з боку плівки, визначаються формулами:

$$\begin{bmatrix} M_t \\ M_r \end{bmatrix} = \int_{-L/2}^{L/2} \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} P(\vartheta, z, t) z \begin{bmatrix} \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \end{bmatrix} R d\vartheta dz \quad (16)$$

Після проведення інтегрування (16) та процедур, аналогічних проведеним при отриманні формул для сил, отримано, що моменти, що діють на цапфу з боку плівки, в системі координат Ort визначаються формулами:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} M_t \\ M_r \end{bmatrix} = & \left(-\frac{\mu RL^5}{60c^3 e} \operatorname{tg}\gamma \begin{bmatrix} 0 & -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ 0 & \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^5}{10c^4} \operatorname{tg}\gamma \begin{bmatrix} -\frac{\pi\varepsilon(3+2\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{7/2}} & \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} & -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} + \right. \\ & \left. + \frac{3\mu RL^6}{40c^4 e} \operatorname{tg}^2\gamma \begin{bmatrix} 0 & \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ 0 & -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} \right] \begin{bmatrix} \Delta\dot{e} \\ e\Delta\dot{\varphi} \end{bmatrix} + \\ & + \left(-\frac{\mu RL^5}{60c^3 e} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} \frac{2\varepsilon(1+3\varepsilon^2)}{(1-\varepsilon^2)^3} & \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \\ -\frac{3\pi\varepsilon^2}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} & \frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \end{bmatrix} + \frac{\mu RL^5}{10c^4} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{2(1+14\varepsilon^2+9\varepsilon^4)}{3(1-\varepsilon^2)^4} & -\frac{\pi\varepsilon}{2\varepsilon^2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \\ \frac{\pi\varepsilon(2+3\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{7/2}} & -\frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \end{bmatrix} + \right. \\ & \left. + \frac{3\mu RL^6}{40c^4 e} \operatorname{tg}^2\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{8\varepsilon^2(1+\varepsilon^2)}{(1-\varepsilon^2)^4} & -\frac{\pi\varepsilon}{2\varepsilon^2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \\ \frac{\pi\varepsilon(1+4\varepsilon^2)}{2(1-\varepsilon^2)^{7/2}} & -\frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \end{bmatrix} \right] \begin{bmatrix} \Delta e \\ e\Delta\varphi \end{bmatrix} + \\ & + \left(\frac{\mu RL^5}{60c^3} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} - \frac{\mu RL^5}{10c^4} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega \cdot e}{2} \begin{bmatrix} \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} - \frac{3\mu RL^6}{40c^4} \operatorname{tg}^2\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} \right), \end{aligned} \quad (17)$$

З (17) моменти статичної реакції визначаються як статична частина M_r і M_t :

$$\begin{bmatrix} M_{r0} \\ M_{t0} \end{bmatrix} = \frac{\mu RL^5}{60c^3} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} -\frac{2\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^2} \\ \frac{\pi}{2(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \end{bmatrix} - \frac{\mu RL^5}{10c^4} \operatorname{tg}\gamma \frac{\Omega \cdot e}{2} \begin{bmatrix} \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} - \frac{3\mu RL^6}{40c^4} \operatorname{tg}^2\gamma \frac{\Omega}{2} \begin{bmatrix} \frac{2(1+3\varepsilon^2)}{3(1-\varepsilon^2)^3} \\ -\frac{\pi\varepsilon}{2(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \end{bmatrix} \quad (18)$$

Модуль моменту статичної реакції визначається як $M_0 = \sqrt{M_{r0}^2 + M_{t0}^2}$.

Як видно з формул (18), при більших кутах перекосу моменти статичної реакції збільшуватимуться, що також узгоджується з результатами чисельних розрахунків, наведених у [4].

Для перевірки отриманих результатів було проведене чисельне моделювання за отриманими формулами для нагнітача 650-21-2. Параметри опорного

підшипника нагнітача: $\mu = 9 \text{ мПа} \cdot \text{с}$, $c = 0,15 \text{ мм}$, $R = 92,5 \text{ мм}$, $L = 80 \text{ мм}$, $\Omega = 3370 \text{ об/хв}$ (режим «Магістраль»). Характер зміни модулів сили та моменту статичної реакції, а також коефіцієнтів жорсткості та демпфірування показано на рис. 2 та 3.

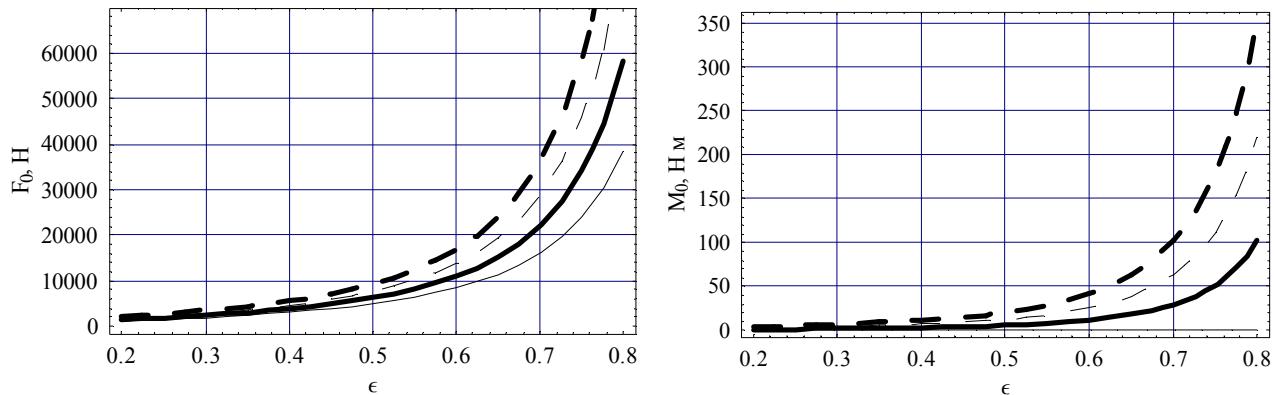
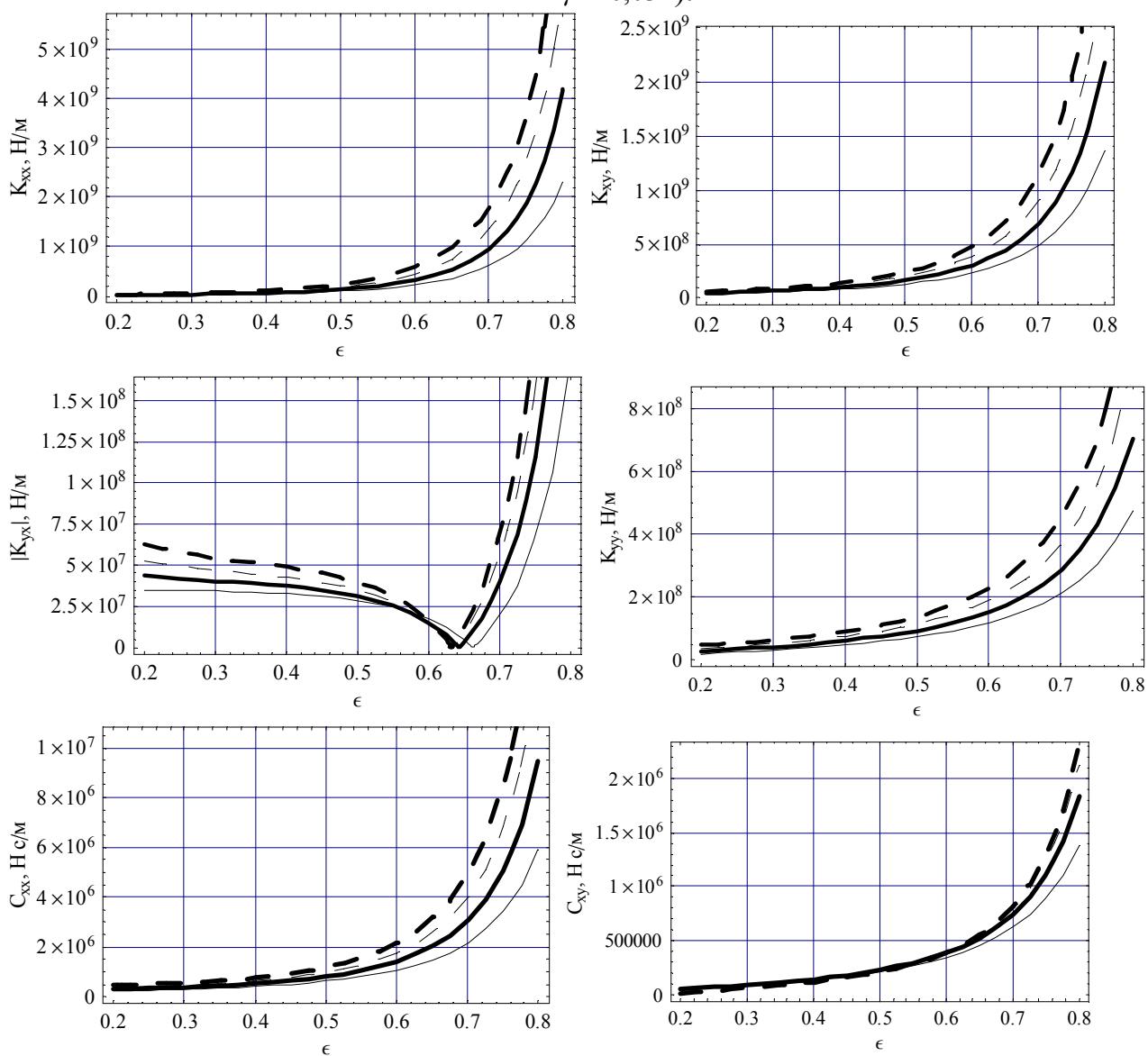


Рисунок 2. Модуль сили статичної реакції F_0 та моменту статичної реакції M_0 для різних значень кута перекосу γ (— $\gamma = 0^\circ$, — $\gamma = 0,01^\circ$, - - $\gamma = 0,02^\circ$, - - - $\gamma = 0,03^\circ$).



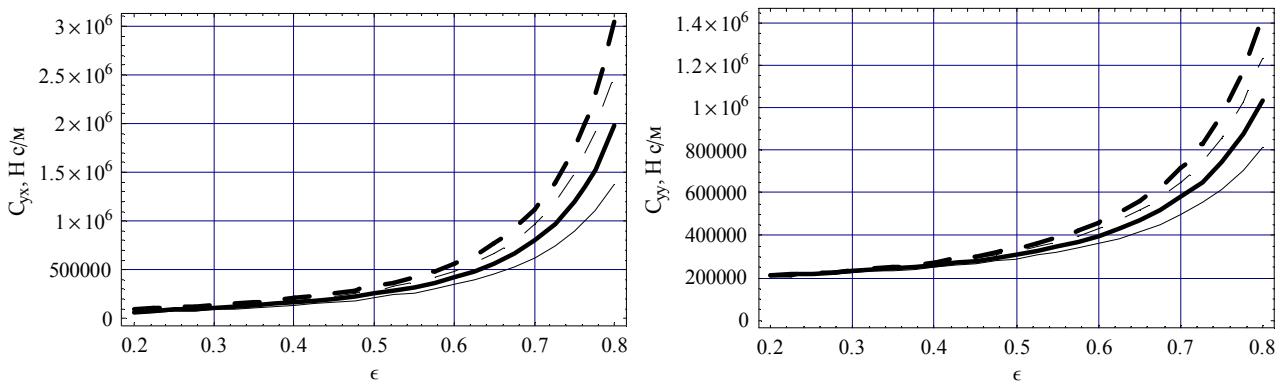


Рисунок 3. Коефіцієнти жорсткості та демпфірування для різних значень кута перекосу γ ($— \gamma = 0^\circ$, $— \gamma = 0,01^\circ$, $- - \gamma = 0,02^\circ$, $- \gamma = 0,03^\circ$).

Як показує чисельне моделювання, характер зміни сили F_0 та моменту M_0 , прогнозований за отриманими аналітичними формулами, узгоджується з результатами чисельного розв'язання рівняння Рейнольдса, зокрема з наведеними в [4].

З рис. 2 та 3 видно, що при перекосі у підшипнику ковзання при відносному ексцентриситеті $\varepsilon \in [0,2; 0,65]$ слід очікувати зростання сили реакції плівки та коефіцієнтів жорсткості і демпфірування за модулем приблизно на 5-30% в порівнянні зі справним підшипником без перекосу. Значний ріст сил та коефіцієнтів при $\varepsilon > 0,65$ пояснюється тим, що при цих значеннях ексцентриситету лінійна теорія вже не описує поведінку масляної плівки коректно. Для визначення сил та моментів при $\varepsilon > 0,65$ потрібні додаткові дослідження.

Темою подальших досліджень стане вплив перекосу в підшипнику на вібрацію опори агрегату з гнучким валом, а також визначення діагностичних ознак даного дефекту.

Бібліографічний список

- [1] R.N. Buckholz, J.F. Lin. The Effect of Journal Bearing Misalignment on Load and Cavitation for Non-Newtonian Lubricants // Journal of Tribology. Trans. ASME, vol. 108, 1986, № 3 – pp.645-654.
- [2] J. Bouyer, M. Fillon. An Experimental Analysis of Misalignment Effects on Hydrodynamic Plain Journal Bearing Performances //Journal of Tribology. Trans. ASME, vol. 124, 2002, №2 – pp. 313-319.
- [3] S. Boedo, J.F. Booker. Classical Bearing Misalignment and Edge Loading: A Numerical Study of Limiting Cases //Journal of Tribology, Trans. ASME, vol. 126, 2004, №4 - pp. 535-541.
- [4] Jun Sun, Gui Changlin. Hydrodynamic lubrication analysis of journal bearing considering misalignment caused by shaft deformation //Tribology International, vol. 37, 2004 – pp. 841-848.
- [5] Jun Sun, Changlin Gui, Zhiyuan Li. An Experimental Study of Journal Bearing Lubrication Effected by Journal Misalignment as a Result of Shaft Deformation Under Load //Journal of Tribology, Trans. ASME, vol. 127, 2005, №4 - pp. 813-819.
- [6] C. A. Чернавский. Подшипники скольжения – М., Машгиз, 1963 – 243 с.
- [7] J.F. Booker A Table of the Journal-Bearing Integral //Journal of Basic Engineering, Trans. ASME, Series D, vol. 87, 1965 – pp. 533-535.

УДК 536.532

ТЕРМОПЕРЕТВОРЮВАЧІ ДЛЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ.

Стадник Б.І.^{1,2}, д.т.н., проф., Яцишин С.П.¹, к.т.н., доц., Луцик Я.Т.¹,
д.т.н., проф., Щерба А.А.¹

1 - Національний університет „Львівська політехніка”, Україна, Львів;

0322-729270; e-mail – lutsyk@polynet.lviv.ua;

2 – Жешувська політехніка, Польща.

THERMOTRANSUCERS FOR AEROSPACE TECHNOLOGY

Stadnyk B.I.^{1,2}, Dr.Sc., Prof., Yatsyshyn S.P.¹, Ph.D., Lutsyk Ya.T.¹, Dr.Sc.,
Shcherba A.A.¹

1 – National University „Lviv Polytechnica”, Ukraine, Lviv; 0322-729270;

2 – Polytechnica, Rzeszow, Poland.

Постановка проблеми й аналіз тенденцій розвитку. Науково-технічна практика Євросоюзу прикута до нових технологій, що засвідчив перехід від концепції прикладних вимірювань з її систематичною та випадковою похибкою до концепції непевності вимірювань. Не заперечуючи доцільності застосування зазначеної концепції вимірювань можемо зауважити, що традиційні галузі науки і техніки вимагають подальшого розвитку перевіреных концепцій вимірювань і подання їх результатів. До таких відноситься авіакосмічна техніка, де вимірювання екстремальних температур грають визначну роль. Зокрема, температурний режим двигунів при зльоті/посадці та термометрія космосу, що спільно формують широке поле досліджень

Вимірювання високих температур газових потоків – це окрема проблема, яка вимагає паралельного розвитку високотемпературного матеріалознавства, вимірюальної техніки, включаючи термометрію, та супутніх технологій. Ще у праці проф. А.Н.Гордова [1] визначено основні конструкції високотемпературних термоперетворювачів, в тому числі й термоперетворювачі з камерами повного гальмування потоку, спроможних зменшити методичну похибку вимірювання.

Подальший розвиток високотемпературної термометрії в напрямку підвищення механічної і метрологічної надійності оптимізували конструкцію високотемпературних термоперетворювачів. Вона представляла собою захищений вольфрамовим чохлом з спеціальним покриттям термоперетворювач градування ВР-5/20. Такі перетворювачі спроможні короткочасно вимірювати температуру до 3000 К та тривалий час – нижчу температуру. Цього достатньо для термометрування запуску/спуску орбітального апарату або для розв’язання подібних завдань стосовно термометрії двигуна.

Проте, виникли проблеми метрологічної підтримки: зокрема, визначення методичної похибки застосованого термоперетворювача під час польоту, а та-

кож визначення інструментальних похибок при тривалому використанні перетворювача.

Метою даної праці було вивчення методичних і інструментальних похибок засобів контактної електротермометрії у зв'язку з розвитком технології високотемпературного матеріалознавства.

Експериментальні і теоретичні дослідження. На сьогоднішній день в арсеналі термометричних матеріалів (далі по тексту - ТМ), окрім традиційних полі- і монокристалічних ТМ, з успіхом використовують нові класи ТМ – спеціальні мікропоруватисті та аморфні ТМ. На черзі проектування, виготовлення та використання наноматеріалів [2]. Проте, дотепер їх застосування гальмується недостатньою вивченістю останніх; відсутністю планомірного та диференційованого підходу до них за наявності широкого спектру факторів збурення.

Досягнення метрології в напрямку створення інтелектуальних термоперетворювачів (далі по тексту - ТП) дозволяють зосередитися винятково на таких характеристиках ТМ, як відтворюваність і стабільність у часі під дією множини реальних факторів збурення, не приймаючи до уваги значення і вагу параметру, що забезпечує функцію перетворення. Тому логічним представляється застосування статистично-термодинамічних уявлень щодо згаданих характеристик, враховуючи ефективність застосування термодинаміки нерівноважних процесів до подібних об'єктів досліджень [3] і, взагалі, до явищ перенесення.

Окрім того, застосування термодинаміки регламентовано наступним. Деградаційні процеси, які розвиваються у частково відкритих термодинамічних системах, здатних обмінюватись енергією або/і ентропійними потоками із зовнішнім середовищем, закладають термодинамічні підстави для виходу з ладу різних конструктивних елементів ТП. Відмова відбувається у найслабшій, енергетично напруженій ланці, якою переважно є зона гарячого злоту або місця ТМ, що підлягали механічним навантаженням.

Зниження рівня електромеханохемічних шумів у ТМ сприяло підвищенню метрологічної та механічної надійностей ТП, так як відмови зумовлені деградацією основних характеристик ТП. Нерозривність конструктивно-технологічно-експлуатаційного підходу щодо розробки, виготовлення і експлуатації високонадійних ТП дозволила запропонувати типову конструкцію кабельного ТП (тип ТХА-1388) з підвищеними параметрами надійності до $\lambda = 0,98$ за 25000 годин експлуатації. Найвищою стабільністю функції перетворення характеризувались термоелектричні й термошумові ТП з аморфними ТМ, у яких відхилень не виявлено (у тих самих умовах відхилення для полікристалічних ТМ сягали 10%). Можна також відзначити виняткову радіаційну стійкість аморфних стопів стосовно провідних метрологічних характеристик; ця стійкість базувалась на специфіці технології їх виготовлення.

У результаті проведених робіт [4] розроблено принципи та реалізовано способи побудови високоточних ТП засобів електротермометрії. На їх основі створено алгоритмічні засади оцінки визначення функцій впливу на функції перетворення ТП з використанням попередньо встановлених факторів дії та методології статистичної термодинаміки. Для цього визначено процеси перенесення термодинамічних параметрів (сил та потоків), притаманні ТМ ТП засобів елек-

тротермометрії, у конкретних умовах експлуатації. Відповідно до них відбувалось переміщення у полі Алгоритму, причому шлях переміщення визначався за коефіцієнтами $K_1; K_2; K_3$.

Даним алгоритмом розглянуто 6 ступенів вільності основного рівняння термодинаміки. Головними для ТМ ТП засобів електротермометрії вважаються електричний й тепловий ступені вільності, які формують електричні шуми. Сame вони визначають функції перетворення терморезистивних, термоелектричних та термошумових ТП - відповідно $\sigma(T); U(T); P(T)$. Усі інші ступені вільності формували функції впливу, дію яких оцінено послідовно, починаючи з найменш істотних для типових умов використання ТП (такими вважалися магнетний та поверхневий ступені вільності). Їхній механізм дії реалізовано через процеси перенесення відповідних термодинамічних сил та потоків, відмінних для кожного з наступних ступенів вільності: хемічного, механічного, поверхневого та магнетного.

Величини функцій впливу, зумовлені дією конкретних процесів перенесення, розраховували або оцінювали за результатами додаткових досліджень, для чого передбачено можливість розширення Алгоритму.

При цьому, виділено визначальний вплив теплових характеристик речовини ТМ на формування методичної й інструментальної похибок. У стаціонарному режимі експлуатації існує вплив тепlopровідності ТМ λ термоелектричного ТП на формування методичної похибки. За нестаціонарного режиму швидкість протікання теплового процесу визначена коефіцієнтом температуропровідності $a = \lambda / c\rho$ (c - теплоємність за сталого тиску; ρ - питома вага ТМ), який тут набув такої самої ваги, що й тепlopровідність за стаціонарного режиму.

Підкреслено важливість тепlopровідності у формуванні інструментальної похибки термоелектричних, терморезистивних та термошумових ТП, так як співвідношення електро- і тепло- перенесення визначальне у формуванні ФП. Реалізація механізмів перенесення на мікрорівні набула істотного значення у зв'язку з впровадженням нанотехнологій. У термоелектричних ТП під впливом температурного градієнта у період експлуатації в ТМ з вихідним рівномірним розподілом атомів виникав потік речовини, що з часом призводило до встановлення неоднорідного по довжині концентраційного розподілу атомів з градієнтом концентрації ∇C і хімічного потенціалу $\nabla \mu$ та, як наслідок, до змін ФП. У термошумових ТП, що набули поширення в низькотемпературній термометрії, прямий вплив тепломасоперенесення на похибку ТП відсутній, оскільки за умовами вимірювання чутливий елемент перебував цілковито за певної температури. Проте, внесення механічних напружень під час виготовлення чутливого елементу призводив до виникнення нерівноважного термодинамічного стану, не здатного швидко релаксувати за низьких температур, чим і зумовлювалась інструментальна похибка ТП. Нелінійність його НСХ внаслідок процесів теплообміну з контролюваним середовищем виражена абсолютною й відносною похибками: $\Delta T = T_c - T_r = (b_c - b_r)P_{el}$; $\delta T = \frac{b_c - b_r}{b_r}$, де T_c і T_r - відповідно температура, оцінена за формулою Найквіста, й дійсна температури; b_c і b_r - відповідно

сталі, обернено пропорційні дисипативним потокам ентропії ТМ у різних термодинамічних станах.

Висновок. На даний момент стали очевидними два стратегічні шляхи вдосконалення характеристик ТП:

- керування змінами внутрішньої енергії ТМ на етапі виготовлення, що можна реалізувати, до прикладу, дією електромагнетного поля [5];
- формування неруйнівних методів діагностики ТП з уникненням демонтажу із контролюваних об'єктів [5] та введення поточних поправок у ФП завдяки розвитку інформаційно-вимірювальних систем.

Бібліографічний список

- [1] Гордов А.Н. Измерение температур газовых потоков. Ленинград: Наука, - 1966. – 112 с.
- [2] Тематика ЕУ: FP-6, NMP-2002-3.4.2.1-1 Understanding materials phenomena; Complex metallic alloys. – 2006.
- [3] Сычев В.В. Сложные термодинамические системы. Москва: Наука, - 1980. – 207 с.
- [4] Стадник Б.І., Луцик Я.Т., Скоропад П.І., Яцишин С.П. Фізико-хемічні основи термометричних матеріалів і статистично-термодинамічний алгоритм проектування термоперетворювачів засобів електротермометрії // Вісник Черкаського державного університету. – 2005. – № 3. – С. 246-249.
- [5] Миколайчук А.Г., Яцишин С.П., Байцар А.С. Електричні властивості аморфних плівок, осаджених в полях // Доповіді АН УРСР. Сер.А. Фіз.-мат.і техн.науки. – 1989. - № 11. – С. 58-60.
- [6] Войтурський Я., Ковалчик А., Дорожовець М. Діагностика статичних характеристик промислових резистивних сенсорів температури методом внутрішнього збудження // Вимірювальна техніка і метрологія. – 2002. - № 61. – С. 76-82.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЗОВНІШНІХ ВІБРАЦІЙ ТА УДАРІВ НА ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ І ТОЧНІСТЬ КОРІОЛІСОВОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА. РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ.

Чіковані В.В., Яценко Ю.А., Бакалор Т.О., Міколишин І.Т.

ТОВ "Інналабс Ю.А."

Київ, вул. Ванди Василевської 27/29, тел., факс: 481-3152,
e-mail:chikovani@innalabs.com

Основними експлуатаційними вимогами, що ставляться до сучасних гіроскопів середньої грубої точності є збереження працездатності після ударів, які у деяких областях застосування доходять до 20000g, точності при вібраціях як випадкового, так і гармонічного характеру, а також у широкому температурному діапазоні, наприклад $-40^{\circ}\text{C}+85^{\circ}\text{C}$. Ці вимоги обумовлені їхніми застосуваннями в авіації, ракетній техніці, автомобілебудуванні й інших областях техніки. Масове використання в цих областях коріолісових вібраційних гіроскопів (КВГ), в основному мікромеханічних (ММГ), було обумовлене їхніми перевагами за експлуатаційними характеристиками перед, наприклад, малогабаритними волоконними гіроскопами. Однак для багатьох областей застосування точність ММГ є не достатньою. В цьому випадку використовуються КВГ із металевим резонатором, наприклад, кварц (SAGEM, Франція), RRS75 (Inertial Science Inc., США).

Компанія Інналабс Ю.А. розробила низку гіроскопів на основі циліндричних резонаторів із сучасних металевих сплавів різних діаметрів – 43 мм, 25 мм, 17 мм; резонатор діаметром 11 мм перебуває на даний час у процесі розробки. Ці сплави забезпечують резонатору високі характеристики за добротністю, а температурний коефіцієнт частоти майже на порядок менший, ніж у кварцу. Сучасне виробництво забезпечує високоточне виготовлення резонаторів, що дозволяє відмовитися від такої не технологічної операції як механічне балансування, що забезпечує високу продуктивність при використуванні автоматизованих обробних центрів й, отже, низьку ціну. При цьому забезпечується досить висока точність гіроскопів: для КВГ43 – 0.1 град/год при стабільній температурі й 2.5-5 град/год у діапазоні температур при алгоритмічній корекції; для КВГ25 – 0.5-1.0 град/год при стабільній температурі й 5-10 град/год у діапазоні температур; для КВГ17 – 1.5-2 град/год при стабільній температурі й 15-20 град/год у діапазоні температур.

В роботі представлені результати дослідження впливу зовнішньої вібрації в діапазоні частот 20-2000 Гц і великих амплітуд вібрацій у кілька десятків g на характеристики гіроскопа за точністю, а також працездатності після надвеликих ударів в 20000g тривалістю 0.2 мсек. Дослідження на міцність і працездатність проводяться на моделі чутливого елемента, розробленої в пакеті програм Nastran, вплив вібрацій на характеристики за точністю досліджуються в пакеті програм MatLab на основі математичної моделі КВГ у вигляді зв'язаного двовимірного маятника, наділеного різночастотністю та різнодобортністю. Наведено графіки вихідних сигналів гіроскопа, що перебуває під модельним впливом ударів і вібрацій, а також фотографії реальних резонаторів і гіроскопів.

REMOTE SENSING TECHNOLOGY
BASED ON BATTERYLESS SURFACE ACOUSTIC WAVE DEVICES.

Shostak O.T.

State Research Industrial Enterprise “Symvol”, Kyiv, Ukraine.

shostak@svitonline.com

Kolomeyko A.V.

National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnical Institute”, Kyiv,
Ukraine

nil_ae@i.com.ua

Surface waves propagated along free surface of polished crystal piezoelectric substrate give wide variety of possibilities for investigation of environmental medium using different kinds of sensing techniques. During their propagation between input transducer and reflector, surface oscillations effectively interact with a clinging medium and change their properties depending on a result of this interaction. After appropriate conversion into RF oscillations made by output transducer, these changes can be detected due to comparison with an input electrical signal. Consequently, information related to external influence can be effectively extracted.

This sensing technique has an important advantage because it does not need any direct electrical current for powering a sensing element. Therefore, the sensor does not influence the performance of a medium that results in maximal sensitivity of a system to any spatial characteristics. In particular, it enables temperature measurements with accuracy of about 0.1F. In addition, many other kinds of probes like pressure meters, gas analyzers, and light scatters are feasible using this approach.

Another advantage of SAW is a possibility of wireless remote sensing through RF link. According to predicted readout protocol external remote interrogator radiates a request RF pulse to a simplest antenna coupled with an input transducer of the SAW sensor. Converted into a surface wave, this pulse propagates along a substrate and absorbs external influences of interest as shown in the Fig.1.

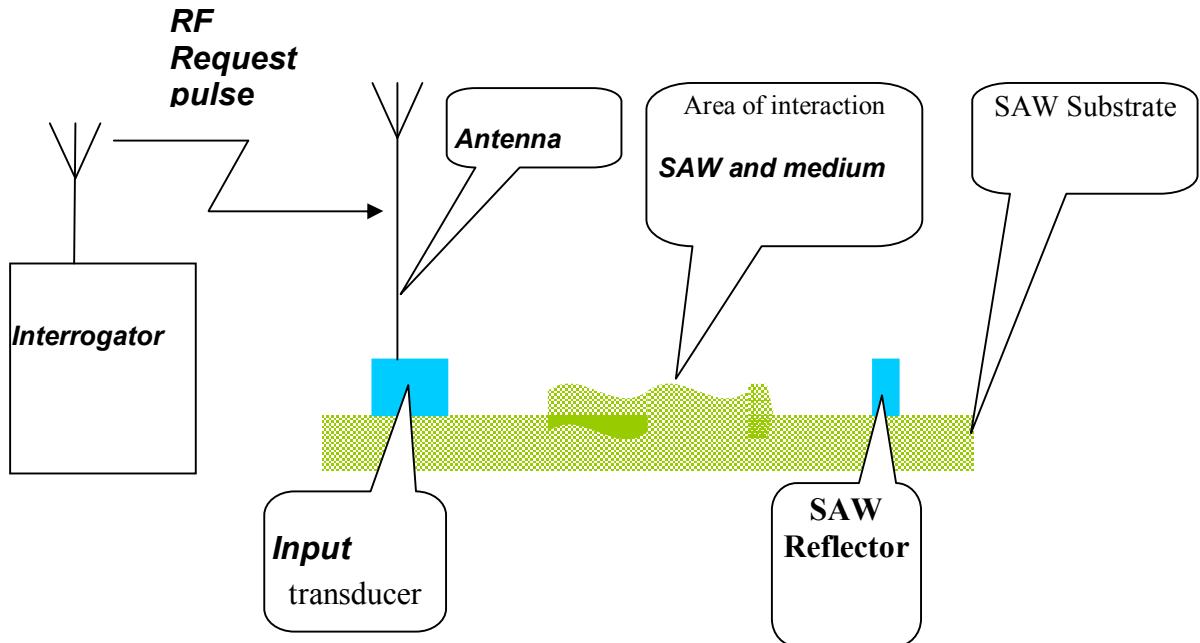


Figure 1. Remote sensing procedure.

After the reverse conversion, this pulse at a reduced level is radiated back to the interrogator for further processing. The mentioned technique is very attractive and applicable for investigations of various phenomena occurring both at the surface and around various rotating parts like wheels, rotors or turbine blades.

The same technique is applicable for remote identification using passive SAW ID tags [1]. These tags contain passive SAW devices which answer to the request pulse with RF oscillation containing its personal identification code. Connected to the antenna as mentioned above, such a SAW tag can be detected under foliage and on buried objects. These passive SAW tags are durable and always ready for operation because they are battery less and independent on current supply.

The completed project on the development of SAW Tire Pressure Monitor granted by ATI through ISR-Ukraine (www.isr-ua.com) provided the reference knowledge both of the mechanism of a wireless access to passive SAW devices and basic knowledge about sensitive coefficients of SAW for pressure and temperature. As the result the multi wheel working prototype of Tire Pressure Monitor (TPM) for cars was developed and successfully passed through road tests [2].

Developed TPM used battery less wheel transponder with SAW temperature/pressure sensor shown on Fig.2. Sensor mounted into standard housing SIP-6M and installed on the transponder board. Rubber gasket inserted between sensor's bottom and PCB allows air to pass directly to sensor's membrane.



Figure 2. SAW Pressure and temperature sensor.

Sensors of this type installed inside tires and requested by external interrogator of TPM give information on current state of pressure and temperature in every tire of moving car. Road test protocol is shown on Fig.3.

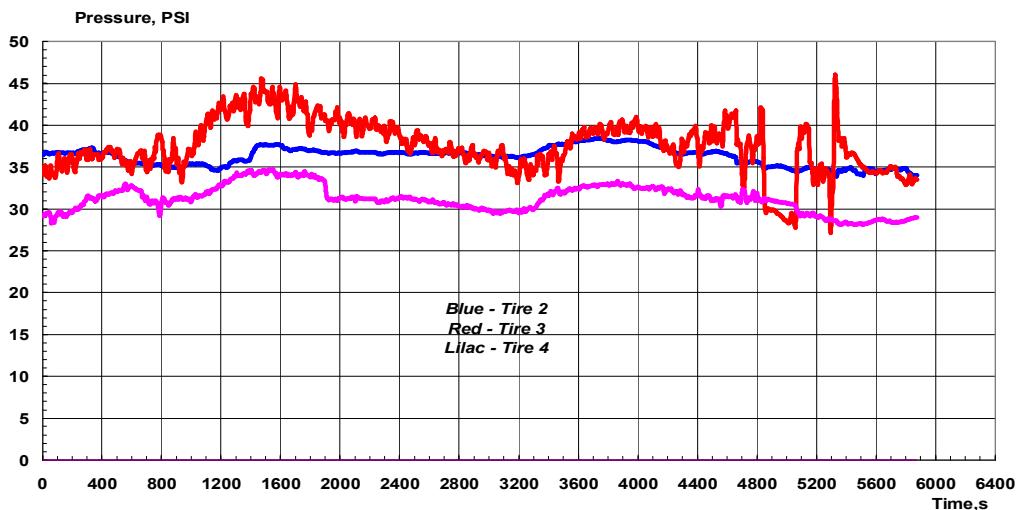


Figure 3. Sample of data from SAW TPM road testing.

Observed technique of remote wireless measurements using passive SAW sensors is especially valuable to control various physical values in hardly accessible places of complex systems and around their rotating or moving parts like turbine blades, rotors or wheels. Particularly, it is effectively used in wireless tire temperature and pressure monitors for automotive and aircraft industry, wireless security systems for airports, temporary storehouses, aircraft parks and private houses.

References

- [1] Hartmann C.S., “A Global SAW ID Tag with Large Data Capacity”, Proc. 2002 IEEE Ultrasonic Symposium, pp.63-67.
- [2] Shostak O.T., Kolomeyko A.V., Breed D.S, DuVall W.E., Johnson W.C. “Sensor Assemblies”, US Patent 7,089,099; August 2006.

Секція 3. Інтегровані, автономні та інші навігаційні системи

ОЦЕНКА ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В ПРОЦЕССЕ ЕЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

И.А. Багмут, асистент НТУ "ХПІ"

Национальный технический университет
“Харьковский политехнический институт”
г. Харьков, Украина

В настоящее время интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы (ИИСНС) становятся основным средством навигации на летательных аппаратах различного назначения. Это объясняется тем, что такие системы обеспечивают высокую точность определения параметров движения, сопоставимую с точностью спутниковой навигации, и обладают всеми качествами (непрерывностью, автономностью на ограниченном интервале времени) инерциальных систем. Однако стоимость ИИСНС существенно ниже, чем эквивалентных инерциальных систем, поскольку в них используются сравнительно дешевые инерциальные датчики (гироскопы и акселерометры) средней и низкой точности. В этом – коммерческая привлекательность и одно из преимуществ таких систем.

В условиях реального применения возможны ситуации, при которых сигналы от СНС в течение некоторого интервала времени отсутствуют. В этом случае ИИСНС функционирует, как инерциальная навигационная система, при этом точность навигационных определений начинает существенно зависеть от инструментальных погрешностей инерциальных датчиков навигационной системы. Поэтому одним из условий эффективного использования ИИСНС является реализация в системе развитого программно-математического обеспечения, одной из задач которого является оперативное оценивание и компенсация инструментальных погрешностей инерциальных датчиков в процессе функционирования. Решению данной проблемы и посвящен доклад.

Рассматривается задача оперативного оценивания постоянных в запуске инструментальных погрешностей инерциального блока: дрейфа гироскопов, смещения нуля акселерометров, параметров несоосности одноименных осей чувствительности гироскопов и акселерометров, в процессе функционирования ИИСНС.

Оценивание указанных погрешностей основано на использовании фильтра Калмана. Вектор измерений фильтра составляют скоростные и координатные ошибки, получаемые как разность данных от ИНС и СНС.

Из анализа линеаризованной модели ошибок инерциальной навигации можно сделать вывод, что их поведение во времени определяется как ошибками измерений абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения, так и характером движения самого объекта. В этих условиях в рамках теории

наблюдаемости решается вопрос эффективности оценивания тех либо иных погрешностей инерциального блока.

Анализ полной динамической модели ошибок в общем виде практически невозможен из-за ее высокой размерности и нестационарности. Реализован следующий подход к решению рассматриваемой задачи.

На основе анализа чувствительности ошибок инерциальной навигации к инструментальным ошибкам определенного типа разработан набор возможных тестовых движений объекта, при котором складываются благоприятные условия для оценивания инструментальных погрешностей данного типа. В этих условиях, модель ошибок инерциальной навигации с учетом принимаемых допущений становится существенно проще, что делает возможным ее аналитическое исследование. При определенных тестовых движениях объекта рассматриваемые погрешности инерциального блока становятся наблюдаемыми, например горизонтальные дрейфы гироскопов при маневрировании с ускорением, что подтверждается также результатами моделирования.

При выполнении объектом определенных маневров оценки погрешностей, получаемые в реальном времени с помощью фильтра Калмана, приближаются к своим истинным значениям. Следует отметить, что точность такого оценивания зависит от продолжительности оценивания, а также от соотношения реальных значений инструментальных погрешностей различного типа, а скорость сходимости оценок зависит от динамичности совершаемых маневров и от настроек фильтра Калмана.

Для экспериментальной проверки полученных аналитических выкладок было проведено компьютерное моделирование функционирования ИИСНС в штатном и автономном режимах.

При моделировании функционирования ИИСНС в штатном режиме в установленных условиях полета воздушного летательного аппарата, дрейф гироскопов оценился в системе приблизительно до уровня 0.8 град./ч при реальном значении 1 град./ч, смещение акселерометров приблизительно до уровня 0.001 м/с^2 при реальном значении 0.002 м/с^2 . Дальнейшая алгоритмическая компенсация погрешностей инерциальных датчиков на основе полученных оценок, существенно повысила точность работы ИИСНС в автономном режиме работы.

УДК 629.056.6

КОМПЕНСАЦИЯ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ОШИБОК ДЛЯ
МИКРОАВТОПИЛОТА
НА МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКАХ

В.И. Кортунов, Г.А. Прокура

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
г. Харьков, Украина.

vkortunov@yandex.ru; Cheberakha@yandex.ru

COMPENSATION OF INSTRUMENTAL ERRORS FOR A MICRO
AUTOPILOT ON MICROELECTROMECHANICAL SENSORS

V. Kortunov, G. Proskura

National aerospace university named by N.E.Zhukovsky "Kharkov Aviation
Institute"
Kharkov, Ukraine.

Введение

Высокая стоимость инерциальных блоков – главное препятствие для их применения в навигационных системах для автопилотов беспилотных летательных аппаратов (БЛА), имеющих разнообразные области применения: мониторинг движения на магистралях, границ, дистанционная регистрация движения, цифровое картографирование, обнаружение лесных пожаров и др. Стандартные беспилотные инерциальные навигационные системы (БИНС) используют точные гироскопические и акселерометрические датчики. Однако, в последние годы, современные инерциальные приборы с дешевыми, компактными микроэлектромеханическими датчиками (MEMS) – датчиками вращения и акселерометрами, находят широкое применение. Такие датчики значительно менее дорогие в производстве, но имеют низкие точностные характеристики. Интеграция MEMS датчиков в навигационную систему требует разработки нетрадиционных методов и алгоритмов обработки данных от таких датчиков.

В докладе представлена разработанная миниатюрная беспилотная инерциальная навигационная система (миниБИНС) с микроэлектромеханическими датчиками, выполненная в составе миниатюрного цифрового автопилота для управления беспилотными летательными аппаратами. Приведены основные тактико-технические характеристики интегрированной БИНС с магнитным компасом, GPS приемником и датчиками воздушной скорости и барометрической высоты. Приведена структура аппаратно-технических средств БИНС, которая выполнена на одной печатной плате.

Характеристики миниБИНС

Центральным элементом микроавтопилота является миниБИНС, интегрированная с GPS-приемником (см. рис.1).



Рисунок 1. Интегрированная миниБИНС

МиниБИНС, построенная на базе MEMS гироскопов и акселерометров, гарантирует необходимую точность навигации, стабилизации и управления летательным аппаратом. В состав миниБИНС входят три ортогонально установленных «твердотельных» микроэлектромеханических датчика угловых скоростей и три линейных акселерометра.

В таблице 1 представлены технические характеристики миниБИНС.

Таблица 1. Технические характеристики миниБИНС

Параметры	МиниБИНС/GPS комплексированный режим
Крен, тангаж	0,5°..1,0°
Курс	0,5...2°
Скорость	0,2 м/с
Диапазоны измерений	угл. скорость ($\pm 150^{\circ}/\text{s}$), ускорение (± 2); крен ($\pm 180^{\circ}$), тангаж ($\pm 90^{\circ}$), курс (0...360°)
Выходные данные	RS-232, частота выдачи 50Hz
Предстартовое время (начальная выставка)	5 с
Полное время старта (оценка ошибок)	10 мин
Мощность	5В постоянного тока < 0,5 Вт
Диапазон рабочих температур	-40...+70 °C
Габаритные размеры	85x55x25 мм

Вычислитель, выполненный на основе микроконтроллера, выполняет все операции вычисления и передачи навигационной информации.

Программное обеспечение реального времени позволяет принимать и обрабатывать данные БИНС, GPS-приемника, магнитного компаса, датчиков воздушной скорости и барометрической высоты, а также вырабатывать и передавать выходные данные потребителю. Связь с наземным компьютером устанавливается через радиоканал с последовательным портом (типа RS 232). Также разработано наземное ПО, включающее постобработку и индикацию параметров БЛА в реальном времени. Постобработка проводится с помощью средств пакета MATLAB. Для написания прикладных программ использовались средства Borland C++, которые благодаря стандарту ANSI могут быть перенесены на другую вычислительную базу без значительных изменений.

Поскольку используемые инерциальные датчики имеют низкие точностные характеристики, БИНС не может использоваться для автономной работы. Во-первых, гироскопы не достаточно чувствительны к скорости суточного вращения Земли, что означает невозможность выполнения автономной процедуры выставки в азимуте. Во-вторых, инструментальные ошибки изменяются со временем, что приводит к большим выходным ошибкам БИНС. Для устранения выходных ошибок БИНС был разработан метод компенсации инструментальных ошибок, суть которого объяснена в следующем разделе.

Способы компенсации ошибок

Коррекция бесплатформенных инерциальных систем как процесс компенсации ошибок применяется в виде различных структурных решений. Основные виды способов коррекции БИНС – разомкнутого и замкнутого типов. Схема коррекции замкнутого типа называют еще схемой компенсации или схемой коррекции как управляемого процесса. Объектом управления в данном случае служит вычислительный процесс формирования навигационных параметров по измерениям с датчиков (контролируемые входные воздействия), а управляющими воздействиями или сигналами управления служат сигналы для компенсации инструментальных погрешностей датчиков. Целью управления считаем компенсацию неконтролируемых возмущений и задачу управления рассматриваем как задачу инвариантного управления.

В постановке задачи коррекции как задачи управления возможно применение двух современных подходов.

Первый подход основан на использовании модели возмущений. Этот подход часто применяют в задачах коррекции БИНС, используя в расширенном фильтре Калмана модели инструментальных погрешностей датчиков, хотя не связывают его с инвариантным управлением. В данном случае речь идет о селективной инвариантности управления или коррекции, а точность коррекции определяется адекватностью используемых моделей.

Второй подход основан на процедуре оценивания неконтролируемого входного сигнала динамической системы (для рассматриваемого случая – инструментальных ошибок миниБИНС) в реальном масштабе времени с использованием асимптотических наблюдателей состояния. Первым и очень

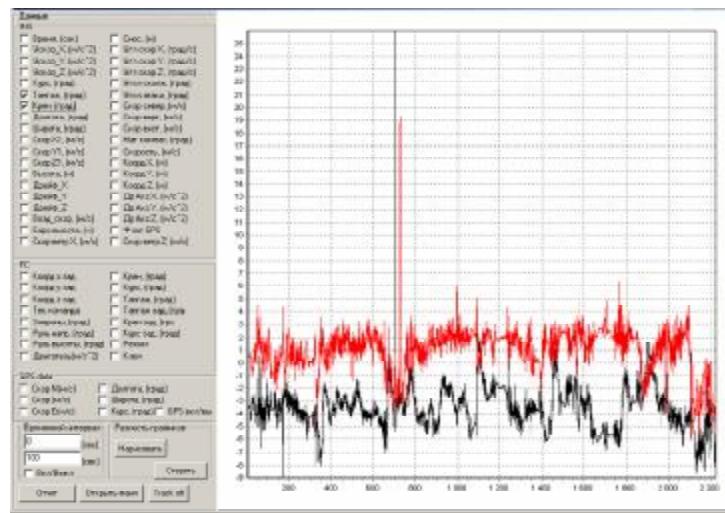
важным шагом при оценивании инструментальных ошибок является анализ их наблюдаемости, поскольку задача оценивания неразрешима при не полностью наблюдаемой модели ошибок БИНС. Проведен анализ наблюдаемости инструментальных ошибок миниБИНС с последующим анализом их обнаруживаемости (в случае невыполнения условия полной наблюдаемости). Под обнаруживаемостью динамической системы понимается возможность восстановления всех компонентов вектора состояния системы. В обнаруживаемых системах исключается возможность какого-либо влияния на точность оценивания вектора состояния в отличие от полностью наблюдаемых систем. По результатам проведенного анализа был сделан вывод о возможности оценивания как наблюдаемых, так и ненаблюдаемых состояний модели ошибок навигационной системы. Это позволило решать задачу компенсации инструментальных ошибок миниБИНС.

Экспериментальные результаты миниБИНС

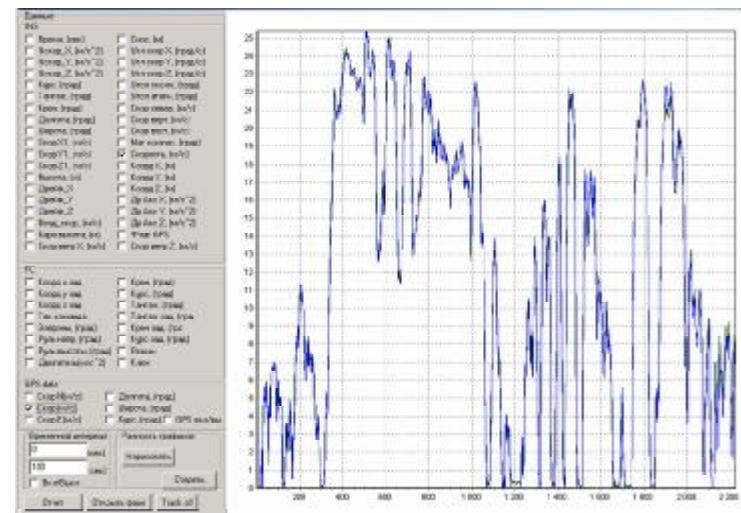
Макетный образец миниБИНС испытывался в лаборатории и на автомобиле.

Лабораторные испытания и исследования проводились на испытательном стенде, имитирующем различные режимы движения. Автомобильные испытания проводились неоднократно. Их цель – проверка точности системы в различных режимах движения автомобиля. В испытаниях использовался универсальный GPS–приемник.

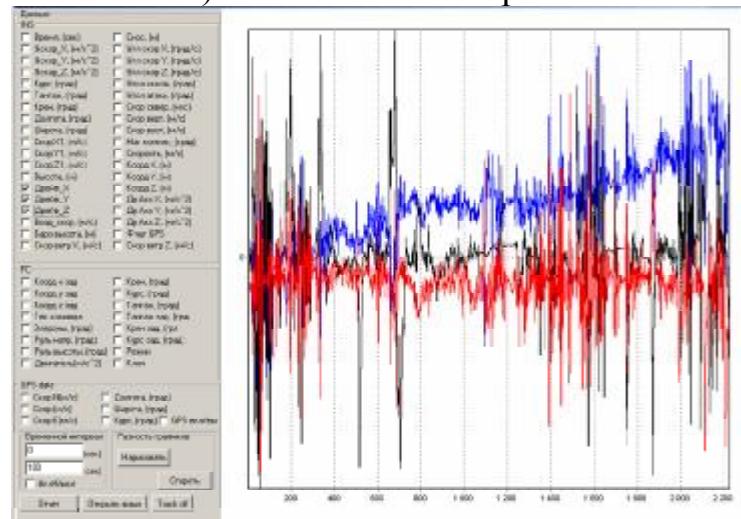
В результате испытаний были получены данные различных параметров движения (рис. 2).



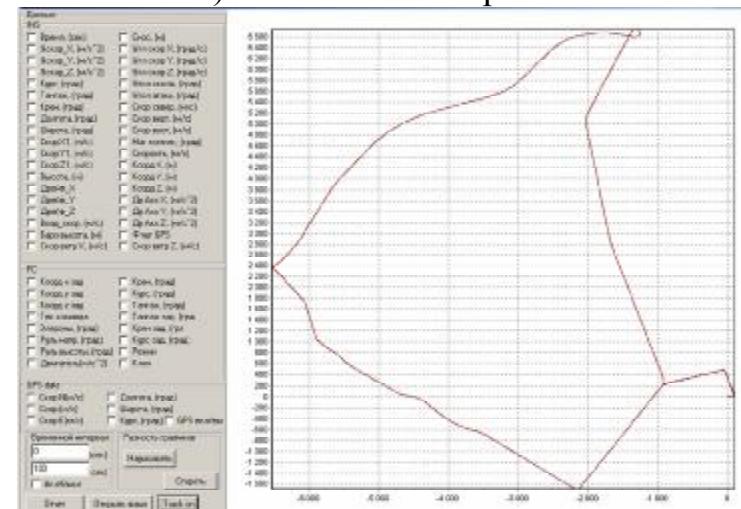
а) Углы тангажа и крена



в) ИНС и GPS скорости



б) Дрейфы гирокопов



г) Траектория

Рисунок 2. Результаты испытаний

Характеристики микроавтопилота

Микроавтопилот на базе разработанной миниБИНС является полнофункциональным средством навигации и управления беспилотными летательными аппаратами, и имеет такие особенности:

- фильтр Калмана для улучшения оценки состояния БЛА;
- возможность различных уровней управления и автономности – полностью автономная работа, ручное управление;
- возможность полета БЛА при потере GPS-сигнала;
- управление ориентацией как устойчивых, так и неустойчивых самолетов;
- возможность выработки данных об угловой ориентации, высоте и курсе ЛА;
- режим навигационного исчисления пути;
- небольшой размер.

Разработанный микроавтопилот обеспечивает:

- определение навигационных параметров, углов ориентации и параметров движения БЛА (таблица 1);
- навигацию и управление БЛА при полете по заданной траектории;
- стабилизацию углов ориентации БЛА;
- выдачу в канал передачи телеметрической информации о навигационных параметрах, углах ориентации БЛА;
- управление БЛА как в ручном режиме, со стандартного пульта дистанционного управления, так и в автоматическом режиме, по командам автопилота.

Управляющие команды автопилота генерируются в форме стандартных широтноимпульсно модулированных (ШИМ) сигналов, подходящих к большинству типов исполнительных механизмов (рулевых электромеханических машинок).

Заключение

Микроавтопилот на основе разработанной миниБИНС, совместно с новыми алгоритмами, необходимыми для оптимальной обработки данных, позволяет достигать необходимую точность определения угловой ориентации, координат местоположения и скорости подвижного объекта. Таким образом, использование недорогих инерциальных элементов совместно с алгоритмами коррекции возможно при создании дешевой системы навигации для широкого спектра применений.

Библиографический список

- [1] Блажнов Б., Несенюк Л., Пешехонов В., Старосельцев Л., «Миниатюрные интегрированные системы ориентации и навигации», Электроника, наука, технология, бизнес, 2001, №5.
- [2] Кортунов В.И., Дыбская И.Ю., «Анализ способов коррекции интегрированных бесплатформенных инерциальных систем с низкоточными датчиками в управлении летательными аппаратами», Авиационно-космическая техника и технология, 2006, №1(27).
- [3] Степанов О.А. «Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем», Интегрированные инерциально-спутниковые системы, Сб. статей и докл., С.-Пб, 2004, с. 25 – 43.

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ
СОБСТВЕННОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА
С ПОМОЩЬЮ АППАРАТА КВАТЕРНИОННОВ

А. М. Агутин, С. А. Ворох, Е. Б. Троицкий

Казенное предприятие
«Центральное конструкторское бюро «Арсенал»,
г. Киев, Украина

ALGORITHM OF DETERMINATION OF ORIENTATION
OF STAR TRACKER'S COORDINATE SYSTEM WITH APPARATUS OF
QUATERNION

A. M. Agutin, S. A. Vorokh, E. B. Troitsky

State Enterprise "Central Design Bureau "Arsenal"
info@arsenalcdb.com.ua

Введение

Для космической съемки земной поверхности, а также при проведении астрофизических экспериментов в космосе требуется высокоточная трехосная ориентации КА. Наиболее эффективным является способ определения ориентации КА при помощи датчика ориентации по звездам. Основополагающими достоинствами способа являются высокая точность, автономность, получение параметров ориентации в реальном масштабе времени.

Звездный датчик является составной частью систем ориентации и управления движением КА и предназначен для определения угловой ориентации собственной приборной системы координат относительно второй экваториальной системы координат. В процессе съемки звездного неба и последующей цифровой обработки, датчик выдает в бортовой вычислительный комплекс параметры ориентации приборной системы координат (ПСК), которыми могут выступать углы Эйлера, матрица направляющих косинусов, кватернион ориентации.

Цифровая обработка кадров звездного неба состоит из трех основных этапов: выделение в кадре и определение координат изображений звезд, опознавание выделенных звезд в бортовом каталоге и определение по опознанным звездам ориентации ПСК в ЭСК. Поскольку изображения звезд формируются оптической системой звездного датчика в плоскости матричного ПЗС (см. рис. 1), вводится дополнительная собственная система координат (ССК), связанная со светочувствительной плоскостью матричного ПЗС. Переход от ССК к ПСК паспортизуется на этапе изготовления звездного датчика и определяется матрицей направляющих косинусов.

В настоящей работе рассматривается алгоритм определения ориентации ССК в ЭСК с помощью аппарата кватернионов.

Собственная система координат звездного датчика

Собственная система координат звездного датчика OXYZ связана с матричным ПЗС и объективом. ССК - правая ортогональная система координат. Центр системы координат лежит на светочувствительной плоскости ПЗС. Ось OZ перпендикулярна к светочувствительной плоскости ПЗС, проходит через заднюю узловую точку объектива и имеет положительное направление в сторону объектива. Плоскость OXY совпадает со светочувствительной плоскостью ПЗС. Ось OX параллельна столбцам матричного ПЗС и имеет положительное направление в сторону сдвига строк. Ось OY дополняет систему до правой.

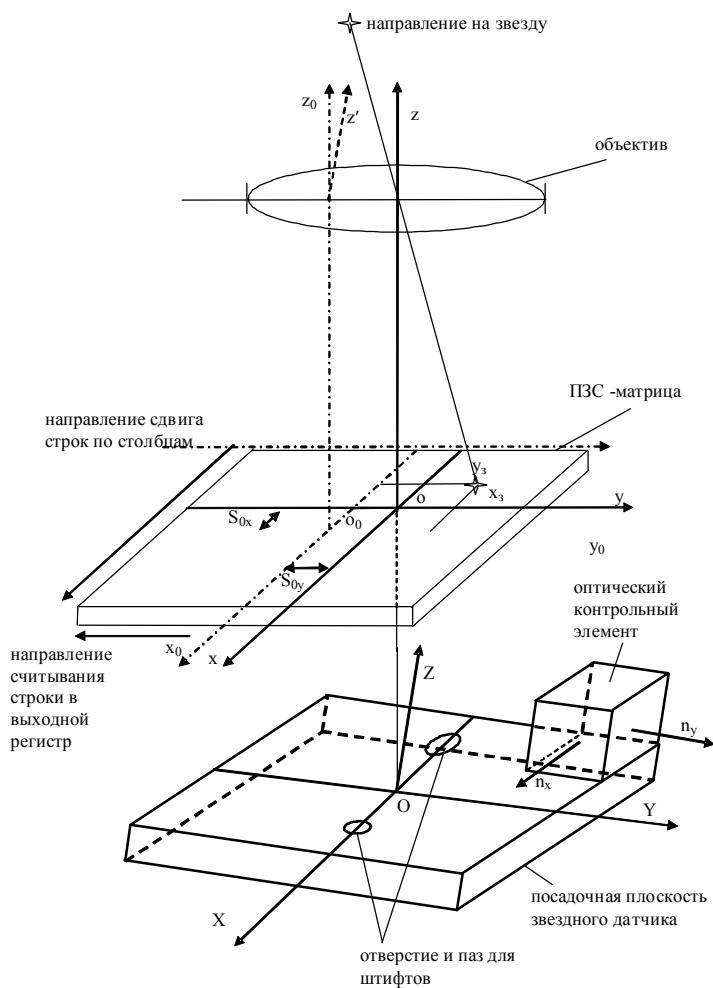


Рисунок 1. Ориентация ССК относительно ПСК

Ориентация ССК относительно ЭСК определяется тремя углами α_0 , δ_0 , θ_0 (см. рис. 2). Угол α_0 - прямое восхождение точки пересечения визирной оси звездного датчика с небесной сферой. Угол δ_0 - склонение точки пересечения

визирной оси с небесной сферой. θ_0 (угол скрутки) – угол между осью ОY ССК и линией пересечения круга склонений и плоскости ПЗС Оm.

Исходными данными алгоритма определения ориентации ССК являются:

1) x_i, y_i — измеренные координаты изображений звезд, зарегистрированных в поле зрения звездного датчика и отождествленных в бортовом каталоге;

2) α_i, δ_i — экваториальные координаты звезд, зарегистрированных в поле зрения и отождествленных в бортовом каталоге;

3) f — фокусное расстояние объектива;

4) S_{ox}, S_{oy} — смещение центра ССК относительно условного центра ПЗС.

Определение параметров ориентации ССК в ЭСК производится по методу наименьших квадратов (МНК) для нелинейных функций. В этом случае, при равноточных измерениях, в качестве оценки параметров берется вектор параметров \vec{P} , который наилучшим образом (с точки зрения минимизации евклидовой нормы вектора невязки) удовлетворяет избыточной системе уравнений:

$$\vec{\rho} = M \cdot \vec{P}. \quad (1)$$

Он рассчитывается по формуле:

$$\vec{P} = (M^T M)^{-1} M^T \vec{\rho}, \quad (2)$$

где $\vec{\rho}$ - вектор измеряемых параметров, \vec{P} - вектор определяемых параметров, M – матрица связи. В нашем случае вектор измеряемых параметров имеет вид:

$$\vec{\rho} = (\Delta x_1, \Delta y_1, \Delta x_2, \Delta y_2, \dots, \Delta x_n, \Delta y_n)^T, \quad (3)$$

где $\Delta x_i = x_i - x_{ip}$, $\Delta y_i = y_i - y_{ip}$,

где, в свою очередь, x_i, y_i - измеренные в ССК координаты звезд, а x_{ip}, y_{ip} - их расчетные значения.

Вектор определяемых параметров может быть выбран несколькими способами в зависимости от уточняемых параметров.

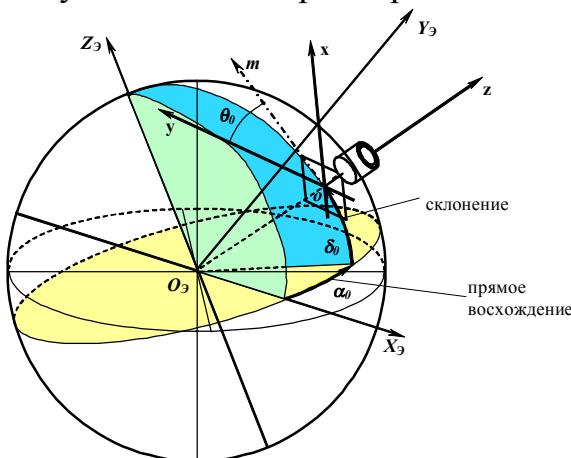


Рисунок 2. Ориентация ССК относительно

В качестве уточняемых параметров могут приниматься значения углов ориентации α_o , δ_o и θ_o , значениям инструментальных параметров S_{xo} , S_{yo} и f_o , и коэффициенты дисторсии оптической системы звездного датчика. Тогда вектор определяемых параметров равен:

$$\vec{P} = (\Delta S_x, \Delta S_y, \Delta f, \Delta \alpha_o, \Delta \delta_o, \Delta \theta_o, k_x, k_y)^T. \quad (4)$$

где $\Delta S_x, \Delta S_y, \Delta f$ - поправки к начальным значениям инструментальных параметров S_{xo} , S_{yo} и f_o ;

k_x и k_y - коэффициенты дисторсии оптической системы МАИС;

$\Delta \alpha_o, \Delta \delta_o, \Delta \theta_o$ - поправки к приближенным (начальным) значениям углов ориентации α_o , δ_o и θ_o .

Однако одновременное уточнение параметров ориентации и инструментальных параметров звездного датчика приводит к ухудшению точности алгоритма, из-за коррелированности уточняемых величин.

Более перспективным является следующий подход к решению задачи. Уточняемыми параметрами принимаются только параметры ориентации. Для уменьшения количества итераций и ухода от вычислений тригонометрических функций, снижающих скорость выполнения алгоритма в процессоре, применяется аппарат кватернионов.

В этом случае, вектор определяемых параметров равен

$$\vec{P} = (\Delta q_{10}, \Delta q_{11}, \Delta q_{12}, \Delta q_{13})^T. \quad (5)$$

Его компонентами являются поправки к кватерниону \vec{q} .

Алгоритм определения ориентации состоит из следующих этапов:

1) Определение начальных значений кватерниона ориентации \vec{q}_0 .

Производится по трем звездам, координаты x_i , y_i которых определены наиболее точно.

Сначала определяются параметры ориентации по углам α_0 , δ_0 , θ_0 . Для этого вычисляются значения A_1, A_2 косинусов углов между направлениями на звезды и осью O_z для двух звезд:

$$A_1 = \frac{f}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2 + f^2}}, \quad A_2 = \frac{f}{\sqrt{x_2^2 + y_2^2 + f^2}}. \quad (6)$$

Для определения α_0, δ_0 рассматриваются три случая:

а) если $|\delta_1| = 90^\circ$, тогда

$$\begin{aligned} \delta_0 &= \arcsin(A_1) \\ \alpha_0 &= \alpha_2 \pm \arccos\left(\frac{A_2 - \sin \delta_2 \sin \delta_0}{\cos \delta_2 \cos \delta_0}\right); \end{aligned} \quad (7)$$

б) если $\alpha_1 - \alpha_2 = 0^\circ$, тогда

$$\delta_0 = \arcsin\left(\frac{A_1 \cos \delta_2 - A_2 \cos \delta_1}{\sin \delta_1 \cos \delta_2 - \sin \delta_2 \cos \delta_1}\right) \quad (8)$$

$$\alpha_0 = \alpha_1 \pm \arccos\left(\frac{A_1 - \sin \delta_1 \sin \delta_0}{\cos \delta_1 \cos \delta_0}\right)$$

в) в любом другом случае, не совпадающем с условиями пп. а), б)

$$B_1 = \frac{\operatorname{tg} \delta_1}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} - \frac{\operatorname{tg} \delta_2}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)}, B_2 = \frac{A_1}{\cos \delta_1 \sin(\alpha_2 - \alpha_1)} - \frac{A_2}{\cos \delta_2 \sin(\alpha_2 - \alpha_1)}$$

$$A = B_1^2 \cos^2 \delta_2 + 1, B = B_1 B_2 \cos^2 \delta_2 + A_2 \sin \delta_2, C = A_2^2 - \cos^2 \delta_2 (1 - B_2^2)$$

$$\delta_0 = \arcsin\left(\frac{B \pm \sqrt{B^2 - AC}}{A}\right) \quad (9)$$

$$\alpha_0 = \alpha_2 + \arcsin\left(B_1 \operatorname{tg} \delta_0 - \frac{B_2}{\cos \delta_0}\right)$$

Знак "плюс" или "минус" в выражении для α_0 в случаях а), б) и для δ_0 в случае в) выбирается из условия равенства

$$\frac{f}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2 + f^2}} = \sin \delta_0 \sin \delta_3 + \cos \delta_0 \cos \delta_3 \cos(\alpha_0 - \alpha_3). \quad (10)$$

$$\text{Если } B^2 - AC < 0, \text{ тогда } \delta_0 = \arcsin\left(\frac{B}{A}\right).$$

Во всех трех случаях угол θ_0 определяется единым образом:

$$\theta_0 = \operatorname{arctg}\left(\frac{y_3}{x_3}\right) - \operatorname{arctg}\left(\frac{\sin \delta_3 \cos \delta_0 - \sin \delta_0 \cos \delta_3 \cos(\alpha_3 - \alpha_0)}{\cos \delta_3 \sin(\alpha_3 - \alpha_0)}\right). \quad (11)$$

Кватернион \vec{q}_0 определяется через параметры ориентации визирной оси $\alpha_0, \delta_0, \theta_0$ по формуле:

$$\vec{q} = \begin{pmatrix} q_{00} \\ q_{01} \\ q_{02} \\ q_{03} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) - \sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) + \cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) \\ -\cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) + \sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) - \sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{\delta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_0}{2}\right) \end{pmatrix}. \quad (12)$$

2) Вычисление значений вектора измеряемых параметров $\vec{\rho}$.

Вектор имеет вид:

$$\vec{\rho} = (\Delta x_{01}, \Delta y_{01}, \Delta x_{02}, \Delta y_{02}, \dots, \Delta x_{0n}, \Delta y_{0n})^T, \quad (13)$$

где $\Delta x_{0i} = x_i - x_{0ip}$, $\Delta y_{0i} = y_i - y_{0ip}$,

где, в свою очередь, x_i , y_i - измеренные в ССК координаты звезд, а x_{0ip} , y_{0ip} - их расчетные значения, которые вычисляются следующим образом:

$$\begin{aligned}\overrightarrow{NX} &= [2(q_{01}q_{02} - q_{00}q_{03}), q_{00}^2 - q_{01}^2 + q_{02}^2 - q_{03}^2, 2(q_{02}q_{03} + q_{00}q_{01})] \\ \overrightarrow{NY} &= [2(q_{01}q_{03} - q_{00}q_{02}), 2(q_{02}q_{03} - q_{00}q_{01}), q_{00}^2 - q_{01}^2 - q_{02}^2 + q_{03}^2] \\ \overrightarrow{D} &= [q_{00}^2 + q_{01}^2 - q_{02}^2 - q_{03}^2, 2(q_{01}q_{02} - q_{00}q_{03}), 2(q_{01}q_{03} - q_{00}q_{02})] \\ \overrightarrow{P}_i &= [\cos \alpha_i \cos \delta_i, \sin \alpha_i \cos \delta_i, \sin \delta_i]\end{aligned}. \quad (14)$$

$$x_{0ip} = S_{ox} - f \frac{\overrightarrow{NX} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i}$$

$$y_{0ip} = S_{oy} - f \frac{\overrightarrow{NY} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i}$$

Где

$\overrightarrow{NX}, \overrightarrow{NY}, \overrightarrow{D}$ —вектора направлений осей ОХ, ОУ, ОZ ССК в системе координат ЭСК;

\overrightarrow{P}_i — единичные вектора направлений на звезды в ЭСК;

\square — обозначает скалярное произведение вектора на вектор

3) Вычисление матрицы связи М.

Матрица М вычисляется следующим образом

$$M = \begin{bmatrix} b_{x1} & c_{x1} & d_{x1} & e_{x1} \\ b_{y1} & c_{y1} & d_{y1} & e_{y1} \\ b_{x2} & c_{x2} & d_{x2} & e_{x2} \\ b_{y2} & c_{y2} & d_{y2} & e_{y2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_{xn} & c_{xn} & d_{xn} & e_{xn} \\ b_{yn} & c_{yn} & d_{yn} & e_{yn} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где

$$\begin{aligned}b_{x_i} &= -f \frac{\partial}{\partial q_{00}} \left[\frac{\overrightarrow{NX} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right], b_{y_i} = -f \frac{\partial}{\partial q_{00}} \left[\frac{\overrightarrow{NY} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right] \\ c_{x_i} &= -f \frac{\partial}{\partial q_{01}} \left[\frac{\overrightarrow{NX} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right], c_{y_i} = -f \frac{\partial}{\partial q_{01}} \left[\frac{\overrightarrow{NY} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right] \\ d_{x_i} &= -f \frac{\partial}{\partial q_{02}} \left[\frac{\overrightarrow{NX} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right], d_{y_i} = -f \frac{\partial}{\partial q_{02}} \left[\frac{\overrightarrow{NY} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right] \\ e_{x_i} &= -f \frac{\partial}{\partial q_{03}} \left[\frac{\overrightarrow{NX} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right], e_{y_i} = -f \frac{\partial}{\partial q_{03}} \left[\frac{\overrightarrow{NY} \square \overrightarrow{P}_i}{\overrightarrow{D} \square \overrightarrow{P}_i} \right]\end{aligned}. \quad (16)$$

4) Вычисление вектора $\vec{P} = (M^T M)^{-1} M^T \vec{\rho}$ и значений компонентов кватерниона ориентации после итерации

$$\begin{aligned} q_{10} &= q_{00} + \Delta q_{10} \\ q_{11} &= q_{01} + \Delta q_{11} ; \\ q_{12} &= q_{02} + \Delta q_{12} \\ q_{13} &= q_{03} + \Delta q_{13} \end{aligned}$$

5) Оценка точности.

Для оценки достигнутой точности производится вычисление достигнутого улучшения величины невязки τ_1 .

$$\begin{aligned} \tau_1 &= T_1 - T_0 \\ T_0 &= \sum_i (\Delta x_{01}^2 + \Delta y_{01}^2) . \\ T_1 &= \sum_i (\Delta x_{11}^2 + \Delta y_{11}^2) \end{aligned} \quad (17)$$

Если $\tau_1 \geq 0$ или $T_1 \leq \xi$, где ξ величина близкая к 0 и задает точность определения ориентации, итерации прекращаются. В другом случае повторяется выполнение пп. 2-5 до достижения необходимой точности или превышения максимального количества итераций.

При достижении необходимой точности вычисляются параметры ориентации, которые являются выходными данными и выражаются через кватернион ориентации как:

$$\begin{aligned} \alpha &= \operatorname{arctg} \left(\frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \right) \\ \delta &= -\arcsin(2(q_0 q_2 - q_1 q_3)) . \\ \theta &= \operatorname{arctg} \left(\frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \right) \end{aligned} \quad (18)$$

По приведенному выше алгоритму в КП "ЦКБ "Арсенал" были разработаны программы для расчета параметров ориентации в среде Matlab, с помощью которых были обработаны результаты натурных съемок звездного неба макетом звездного датчика. Полученная макета оказалась на уровне зарубежных аналогов звездного датчика.

В дальнейшем планируется применить алгоритм определения ориентации собственной системы координат с помощью аппарата кватернионов в создаваемом в КП "ЦКБ "Арсенал" опытном образце звездного датчика.

Библиографический список

- [1] Агутин А.М., Бабенко В.Г., Непотюк Я.В., Троицкий Е.Б., Федоренко С.К., «Астроизмерительная система для определения ориентации КА», IV международная научно-техническая конференция "Гиротехнологии,

навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники", Сборник докладов, часть 1, К., НТУУ "КПИ", 2003, с. 340-345.

- [2] Троицкий Е.Б., Агутин А.М., Непотюк Я.В., «Особенности построения малогабаритных звездных датчиков для ориентации космического аппарата», III научно-техническая конференция "Приборостроение 2004: состояние и перспективы", Сборник научных работ, К., ПСФ НТУУ "КПИ", 2004, с. 33.
- [3] Кузнецов В.И., Смолицкий Х.Л., Данилова Т.В., «Метод автономной астрономической навигации и ориентации ИСЗ», Изв. вузов, Приборостроение, 2003, Т.46, № 4, с. 5-16.

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИНАМИЧЕСКОЙ АТТЕСТАЦИИ
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ «ГК КРУИЗ» НА СТЕНДЕ-ИМИТАТОРЕ
УГЛОВЫХ ДВИЖЕНИЙ КОРАБЛЯ

Н. В. Билак, И. Е. Глазунов, О. В. Литвинова

Национальный авиационный университет,
г. Киев, Украина
fsu@nau.edu.ua

SOME RESULTS OF DYNAMIC ATTESTATION OF THE NAVIGATION
SYSTEM REALIZED USING THE TABLE SIMULATION OF THE SHIP
ANGULAR MOTIONS

N. V. Bilak, I. E. Glasunov, O. V. Litvinova

National Aviation University
Kyiv, Ukraine

В связи с резким повышением точностных требований к современным процессам навигации и управления движением при оценивании качества функционирования бортовых средств измерений на подвижных объектах появилась настоятельная необходимость в специальных подходах к обработке навигационной информации. Это вызывается, в первую очередь, следующими важными обстоятельствами.

Даже в крейсерских режимах движение объекта, несущего бортовые измерительные средства, носит стохастический характер. При этом силы и механизмы воздействия различных случайных возмущающих факторов на бортовые измерительные средства при реальном движении объекта недостаточно или полностью неизвестны разработчикам навигационных систем. Однако, точно известно, что именно случайные возмущения лимитируют точность навигационных измерений.

Различные и многообразные по динамике каналы обратных связей, используемые в современных бортовых измерителях, например, угловых параметров движения объекта, и организуемые с целями стабилизации результатов измерений различные подвижные платформы, на которых устанавливаются чувствительные элементы измерительного устройства, при преобразовании стохастической навигационной информации, натурной или близкой к такой, существенным образом видоизменяют предполагаемые при разработке динамические характеристики измерителя.

В силу действия на измеритель и его части при их реальном функционировании в стохастических условиях целого ряда случайных возмущений, на различных выходах измерительного средства помимо полезной стохастической информации возникают и случайные помехи измерений,

сходные по интенсивности с полезными сигналами, а иногда и действующие в одном с ними частотном диапазоне.

В указанных выше режимах движения объекта динамические свойства как полезной навигационной информации, так и возникающих помех измерений, как правило, могут быть прояснены по специальным технологиям либо при натурных испытаниях объекта, что весьма сложно по ряду объективных причин, либо при эффективно организованном процессе полунатурного моделирования возмущенного движения платформы, имитирующей движение объекта, близкое к натуральному.

Как известно [1, 2], оценить качество бортовых навигационных измерительных систем при натурных или полунатурных испытаниях возможно на так называемых этапах динамической аттестации измерителей как сложных динамических систем. Суть динамической аттестации [1] некой системы в следующем. Во-первых, при испытаниях системы в реальных или близких к ним условиях ее штатного функционирования необходимо произвести съем информации о векторе входных (программных) сигналов в систему и векторе ее выходных сигналов (реакций системы на входные воздействия). Во-вторых, по специальным технологиям следует произвести первичную обработку экспериментальной информации, в результате которой должны быть получены редуцированные оценки матриц спектральных и взаимных спектральных плотностей векторов случайных входных и выходных сигналов. В-третьих, по специальному алгоритму [2] структурной идентификации моделей динамики как самой навигационной системы, так и вектора неконтролируемых возмущений, действующих на систему при ее штатном функционировании.

Собрать требуемую навигационную информацию для процесса динамической аттестации систем при натурных испытаниях подвижного объекта достаточно сложно. При полунатурных испытаниях исследуемой системы такую информацию собрать значительно легче. Но она будет обладать нужными достоинствами лишь в том случае, если динамический испытательный комплекс, предназначенный для процесса полунатурного моделирования некой сложной динамической системы, будет в достаточной степени близко и точно имитировать стохастические условия реального движения объекта. Как правило, большинство отечественных, даже достаточно дорогостоящих средств имитации пространственных движений объекта имеют несовершенную динамику и особенности конструкции, не рассчитанные на воспроизведение близких к натурным стохастических движений. Все такие средства, как правило, требуют существенной модернизации по специальным программам и технологиям, что определяет еще одну крупную научно-техническую задачу проблемного характера.

Успешный выход из описанных негативных ситуаций видится в следующем. В натурных или близких к ним условиях функционирования бортовых измерительных устройств, учитывая основы современных теорий управления и оптимальной обработки стохастической информации, целесообразно вначале экспериментально оценить реальный характер преобразования конкретным навигационным устройством в конкретных

эксплуатационных условиях входной информации о движении основания, а затем приступить к оптимальной коррекции выявленных законов преобразования. Для определения возмущенных моделей динамики как самих сложных измерительных устройств, так и возникающих в конкретных условиях помех измерений (последние видоизменяются от конкретики динамических характеристик объектов и режимов их движения) необходимо проводить этапы динамической аттестации этих устройств. Динамическая аттестация бортовых измерительно-вычислительных и управляющих (кибернетических) систем и комплексов – это вид полунатурного моделирования, основа которого состоит, во-первых, в имитации с помощью специально создаваемых стендов-генераторов «реальной» динамической обстановки мест установки средств навигации на борту. Во-вторых, в возможно более полной регистрации стохастической информации о входах и выходах измерителя в штатных режимах его функционирования. Именно в таких динамических условиях в бортовых измерителях возникают те силы и моменты, которые приводят к появлению дополнительных перекрестных связей между координатами вектора выходного состояния исследуемых устройств, а также к конкретным интенсивностям и динамике помех измерений. Незнание указанных характеристик помех, неучет их в дальнейшем, как правило, не позволяет достаточно точно по современным требованиям определять интересующие параметры движения объекта.

Теоретической и практической базой динамической аттестации является метод и алгоритмы структурной идентификации [2]. В процессе динамической аттестации исследуемых устройств на стенде-имитаторе в начале производится фиксация векторов сигналов «входа-выхода» измерителя, а затем составление оценок динамических моделей векторов – этап первичной обработки полученной информации. После этого по специальным технологиям, которые базируются на методах оптимального оценивания и структурной идентификации, проводится этап вторичной обработки зафиксированной многомерной стохастической информации, полученной в процессе эксперимента.

На первом этапе (первичная обработка информации) определяются модели динамики входных и выходных векторов сигналов бортового измерителя, которые соответствуют его конкретному штатному функционированию. Исходными данными для этапа первичной обработки являются осциллограммы зарегистрированных в процессе эксперимента сигналов входов (например, платформы стендса-имитатора) и выходных сигналов исследуемого устройства. Обработку полученных данных целесообразно проводить по специально разработанным на кафедре систем управление ЛА НАУ технологиям. Результатами первичной обработки сигналов являются матрицы спектральных и взаимных спектральных плотностей, представленные в виде как графических, так и аналитических зависимостей. Для представления моделей динамики сигналов в аналитической форме проводится аппроксимация указанных графических зависимостей с помощью, например, обобщенного метода логарифмических характеристик.

На втором этапе полученные ранее модели динамики звеньев и сигналов используются в алгоритмах решения последующих задач (например, структурной идентификации). Как результат структурной идентификации получают модели динамики самого исследуемого устройства, а также вектора помех измерений, возникающих именно в тех штатных режимах и условиях функционирования устройства, которые являются наиболее близкими к натурным. С использованием этих моделей динамики решается задача анализа качества (точности) измерения. Все полученное – основной результат этапа динамической аттестации бортовых измерителей.

В качестве примера рассмотрим решение задач динамической аттестации и структурной идентификации моделей динамики одного из каналов существующей навигационной системы «ГК Круиз» по данным ее полунатурного моделирования. Структурная схема процесса динамической аттестации исследуемого изделия представлена на рис. 1.

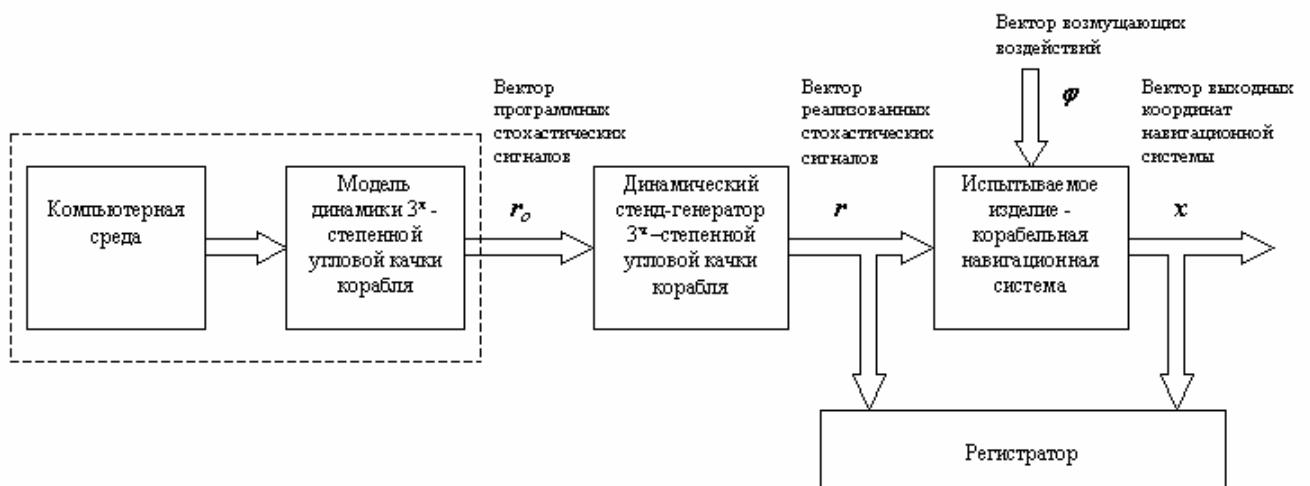


Рисунок 1. Структурная схема процесса динамической аттестации исследуемого изделия

При проведении этапа динамической аттестации измерителя курса водного подвижного объекта на специальный динамический стенд были поданы сигналы, имитирующие «качку» тяжелого судна. Эти сигналы формировались специальным моделирующим последовательным многомерным фильтром непосредственно из компьютерного псевдобелого шума. Выходы модели динамики судна как входные сигналы задавались на входы трех каналов системы управления стендом-имитатором. На рис. 2 показаны примеры осцилограмм входного (а) и выходного (б) сигналов в тракте имитации канала крена навигационной системы.

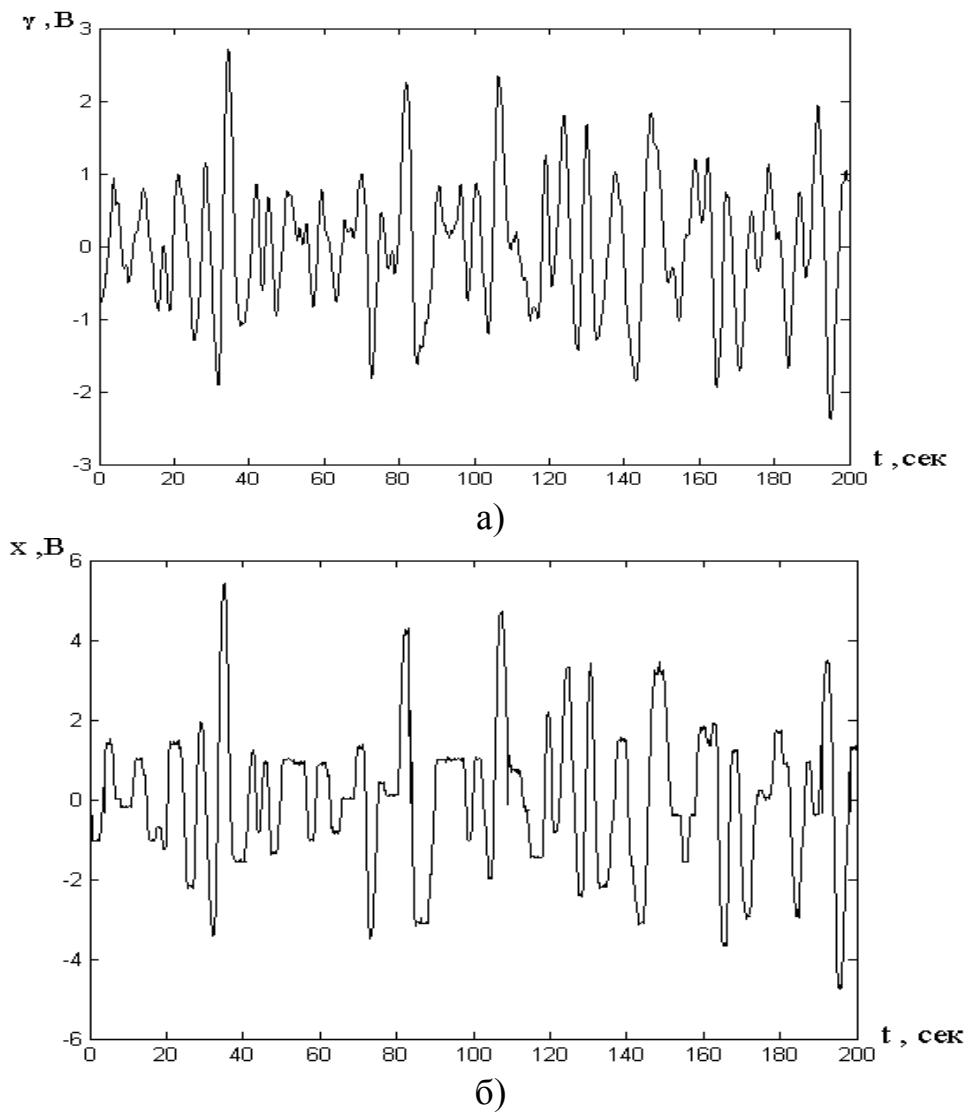


Рисунок 2. Осциллограммы входного (а) и выходного (б) сигналов в тракте имитации канала крена навигационной системы

Осциллограммы зарегистрированных в процессе эксперимента сигналов движения платформы стенда-имитатора и выходных сигналов измерителя в исследуемой системе являются исходными данными для стадии их первичной обработки. Результатами первичной обработки являются динамические характеристики случайных входа и выхода исследуемого тракта в виде спектральной S_{rr} , взаимных спектральных плотностей S_{rx} и S_{xr} программного сигнала крена r и выходного сигнала x измерителя крена S_{xx} , с которого параллельно снимались сигналы для стабилизации гироплатформы. Перечисленные выше характеристики в графическом виде представлены на рис. 3 – 5.

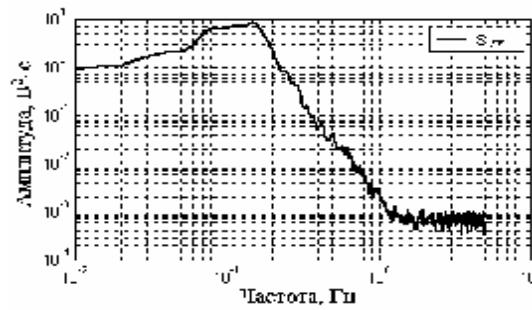


Рисунок 3. Спектральная плотность программного сигнала крена S_{rr} ($K = 4,5$ град/В)

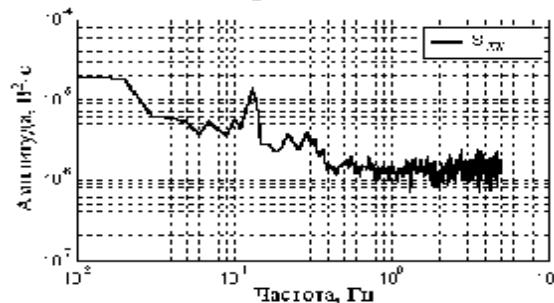
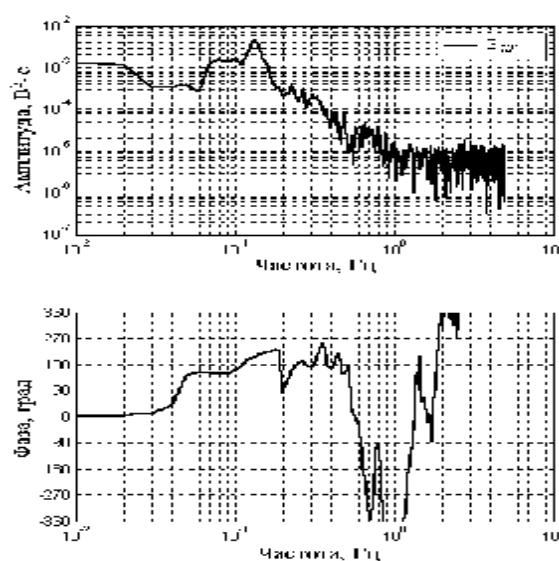


Рисунок 4. Спектральная плотность выходного сигнала измерителя крена S_{xx}



a)

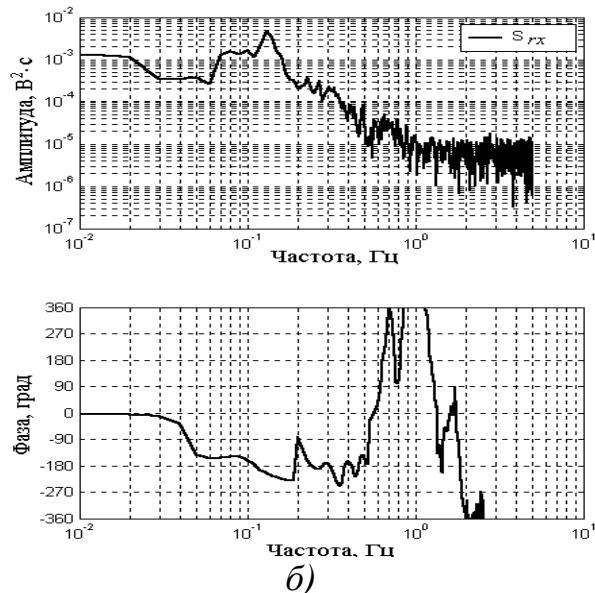


Рисунок 5. Взаимные спектральные плотности (*а* и *б*) программного сигнала и выходного сигнала измерителя крена S_{xr} и S_{rx}

Аналитическое представление редуцированных спектральных и взаимных спектральных плотностей имеет вид:

$$\begin{aligned}
 S_{rr} &= \frac{7,97^2}{\pi} \cdot \left| \frac{(4s+1)}{(1,33^2 s^2 + 2 \cdot 0,55 \cdot 1,33s + 1)(0,4^2 s^2 + 2 \cdot 1,5 \cdot 0,4s + 1)} \right|^2, \quad [\text{град}^2 \cdot \text{сек}]; \\
 S_{xx} &= \frac{0,0079^2}{\pi} \cdot \left| \frac{(4s+1)(1,22^2 s^2 + 2 \cdot 0,9 \cdot 1,22s + 1)(0,7^2 s^2 + 2 \cdot 0,7 \cdot 0,7s + 1)}{(5,3^2 s^2 + 2 \cdot 1 \cdot 5,3s + 1)(1,4^2 s^2 + 2 \cdot 0,2 \cdot 1,4s + 1)(0,35^2 s^2 + 2 \cdot 0,5 \cdot 0,35s + 1)} \right|^2 \times \\
 &\times \left| \frac{(0,22s+1)}{0,02^2 s^2 + 2 \cdot 0,6 \cdot 0,02} \right|^2 [\text{B}^2 \cdot \text{сек}]; \\
 S_{rx} &= 0,34 \cdot \frac{0,0079 \cdot 7,97}{\pi} \cdot \left| \frac{|2,7s+1|^2}{(5,3^2 s^2 + 2 \cdot 1,2 \cdot 5,3s + 1)(1,4^2 s^2 + 2 \cdot 0,2 \cdot 1,4s + 1)} \right|^2 \times \\
 &\times \left| \frac{(0,12^2 s^2 + 2 \cdot 0,5 \cdot 0,12s + 1)}{(0,064^2 s^2 + 2 \cdot 0,5 \cdot 0,064s + 1)} \right|^2, \quad [\text{B} \cdot \text{град} \cdot \text{сек}].
 \end{aligned} \tag{1}$$

Структурная схема, поясняющая процедуру одномерной идентификации, представлена на рис. 6.

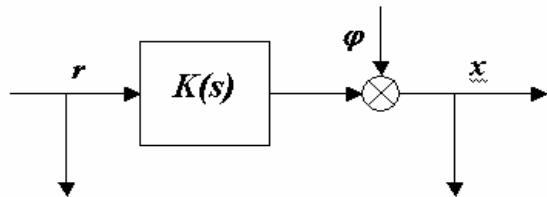


Рисунок 6. Структурная схема, поясняющая процедуру одномерной идентификации: $K(s)$ - передаточная функция искомого измерителя, r - программный сигнал, x - выходной сигнал измерителя, φ - неконтролируемое возмущение (помеха измерений)

Алгоритм структурной идентификации для одномерного случая при случайных воздействиях, неконтролируемом возмущении и отсутствии помех измерений, как известно [2], имеет вид:

$$\begin{aligned} S_{xx} &= |K|^2 S_{rr}, \\ S_{\varphi\varphi} &= S_{xx} - S_{rx}(S_{rr})^{-1} S_{xr}, \end{aligned} \quad (2)$$

где K - передаточная функция объекта идентификации, $S_{\varphi\varphi}$ - спектральная плотность неконтролируемого возмущения (помехи). Проведем структурную идентификацию исследуемого объекта, соответствующим образом подставив выражения (1) в алгоритм (2). После выполнения необходимых преобразований получим передаточную функцию исследуемого измерителя крена

$$K(s) = 9,9 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{(1,22^2 s^2 + 2 \cdot 0,9 \cdot 1,22s + 1)(0,7^2 s^2 + 2 \cdot 0,7 \cdot 0,7s + 1)(0,22s + 1)}{(5,3^2 s^2 + 2 \cdot 1 \cdot 5,3s + 1)}, \quad [\text{В/град}],$$

а также графическое изображение спектральной плотности неконтролируемой помехи измерений (рис. 7).

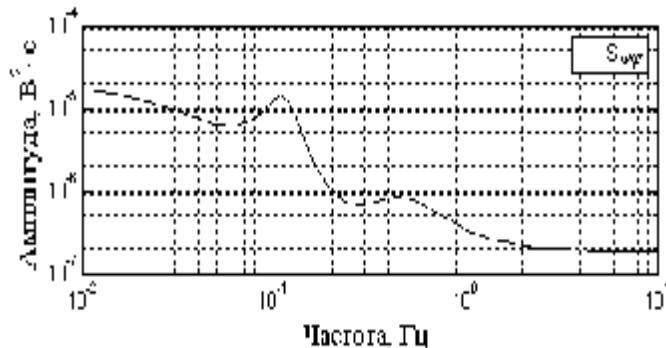


Рисунок 7. Спектральная плотность неконтролируемой помехи измерений $S_{\varphi\varphi}$

После аппроксимации данной графической зависимости (рис. 7) методом обобщенных логарифмических характеристик аналитическую модель спектральной плотности неконтролируемой помехи измерений можно записать

$$S_{\varphi\varphi} = \frac{0,0079^2}{\pi} \cdot \left| \frac{0,27s + 1}{3,2s + 1} \right|^2,$$

так

Вывод

[$\text{В}^2 \cdot \text{сек}$].

Проведенный этап динамической аттестации канала реальной навигационной системы в динамических условиях, близких к натурным,

позволил произвести оценки передаточной функции измерителя и модели помех измерений, которые могут быть использованы при дальнейшем синтезе законов стабилизации судна и вид которых иным способом, видимо, получен быть не может.

Библиографический список

- [1] Азарков В.Н., Блохин Л.Н., Житецкий Л.С., «Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации», Монография, К., НАУ, 2006, 437 с.
- [2] Блохін Л.М., Буриченко М.Ю., «Статистична динаміка систем управління», Підручник, К., НАУ, 2003, 208 с.

ДЕЯКІ РЕЗУЛЬТАТИ ДИНАМІЧНОЇ АТЕСТАЦІЇ МАЛОГАБАРИТНОЇ
ГІРОВЕРТИКАЛІ НА СТЕНДІ-ІМІТАТОРІ СТОХАСТИЧНИХ КУТОВИХ
РУХІВ КОРАБЛЯ

О.П.Кривоносенко, О.М.Юрченко

Національний авіаційний університет,

г. Київ, Україна

fsu@nau.edu.ua

SOME RESULTS OF DYNAMIC ATTESTATION OF COMPACT
GYROVERTICAL ON TABLE SIMULATION OF THE SHIP STOCHASTIC
ANGULAR MOTIONS

O.P.Krivenosenko, O.M.Yurchenko

National Aviation University

Kyiv, Ukraine

Точність роботи сучасних навігаційних і керуючих систем рухливих об'єктів багато в чому залежить від точності (якості) бортових вимірювачів (інерціальні навігаційні системи, астроорієнтири, гіростабілізатори і т.д.). Так наприклад, підвищити точність гіростабілізаторів (ГС) особливе місце серед який займає малогабаритна гіровертикаль (МГВ) можливо за умови, якщо відомі реальні динамічні характеристики системи виміру вихідних реакцій і програмних сигналів ГС, а також збурень і перешкод вимірювання. Для цього необхідно експериментальним шляхом визначити реальні механізми дії вище зазначених факторів на досліджуваний пристрій, а також кількісно оцінити сили впливу останніх на характер функціонування пристрою. З цією метою, проведений етап динамічної атестації [1] – вид напівнатурного моделювання, коли на динамічний стенд-імітатор кутових просторових рухів об'єкта містився досліджуваний об'єкт, а саме МГВ, на вхід якого подавалися вихідні сигнали попередньо створеної за допомогою комп'ютерної техніки багатомірні моделі динаміки «качки», а на виході МГВ знімалася інформація з її штатних датчиків кутів.

Постановка задачі

Об'єктом дослідження є МГВ на вхід якої надходять сигнали тангажу ϑ і крену γ , а виходом є сигнали η_x і η_y знімаються з її штатних датчиків кутів. Об'єкт дослідження можна представити в такий спосіб (рис. 1.).

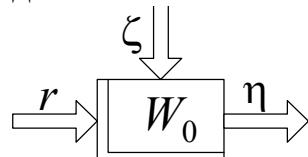


Рисунок 1. Структурна схема досліджуваного об'єкта

Як видно, тут W_0 - шукана матриця передатних функцій досліджуваного об'єкта, r - Фур'є образ n - мірного вектора вхідних сигналів; η - Фур'є образ m - мірного вектора вихідних сигналів.

За даними експериментальних досліджень відомі вектори вихідних сигналів η і вхідних r , котрі являють собою багатомірні випадкові стаціонарні процеси; матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей S_{π} , $S_{\eta\eta}$, $S_{m\eta}$, і S_{mm} зазначених векторів сигналів повинні стати відомими після проведення етапів первинної обробки навігаційної інформації. Таким чином, як інформацію приймаються отримані під час експерименту масиви осцилограм, що визначають компоненти векторів r і η .

Проведення первинної обробки експериментальної інформації

Розглянемо етап первинної обробки векторів вхідних і вихідних сигналів з метою визначення моделей динаміки цих векторів за результатами проведеного натурного експерименту. Приймаючи в увагу, що досліжується крейсерський режим руху об'єкта, експериментальні дані після виділення трендів є стаціонарними і ергодичними. Вільні від тренда осцилограми компонент векторів r і η представлені на рис. 2 (а, б).

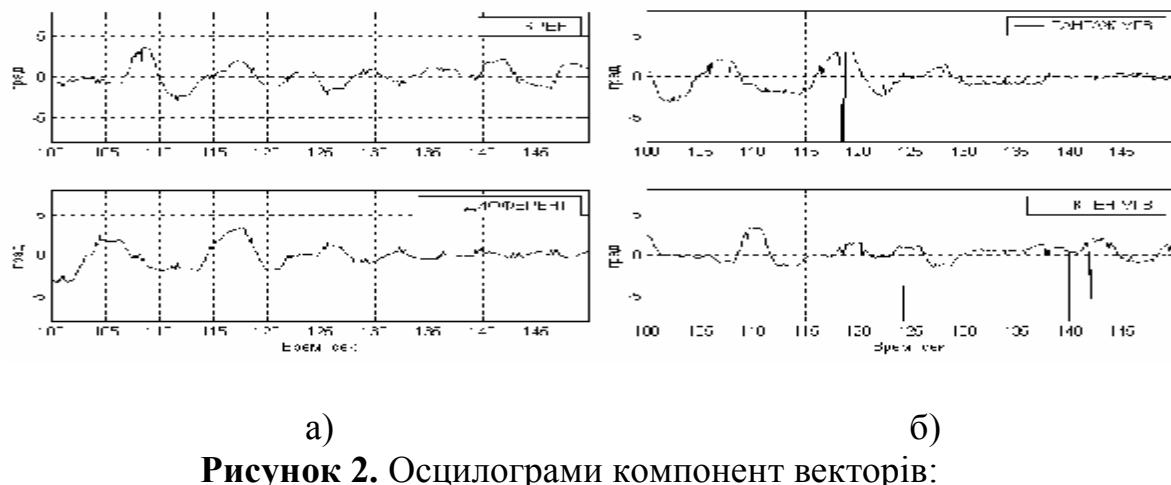


Рисунок 2. Осцилограми компонент векторів:

а) r - вектора вхідних сигналів, б) η - вектора вихідних сигналів

Задачею первинної обробки є визначення матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей компонент векторів r і η .

Шукану матрицю вхідних сигналів запишемо з урахуванням теореми Вінера-Хінчина [1]:

$$S_{\pi} = \begin{bmatrix} S_{\eta\eta} & S_{\eta\gamma} \\ S_{\eta\gamma} & S_{\gamma\gamma} \end{bmatrix},$$

де $S_{\eta\eta}$ - спектральна щільність тангажу платформи стенда; $S_{\eta\gamma}$ - взаємна спектральна щільність між креном платформи стенда і тангажом платформи

стенда; $S_{\eta\gamma}$ - взаємна спектральна щільність між тангажом платформи стенда і креном платформи стенда; $S_{\gamma\gamma}$ - спектральна щільність крену платформи стенда.

Шукана матриця вихідних сигналів має наступний вигляд:

$$S_{\eta\eta} = \begin{bmatrix} S_{\eta_3\eta_3} & S_{\eta_3\eta_\gamma} \\ S_{\eta_\gamma\eta_3} & S_{\eta_\gamma\eta_\gamma} \end{bmatrix},$$

де $S_{\eta_3\eta_3}$ - спектральна щільність тангажу МГВ; $S_{\eta_3\eta_\gamma}$ - взаємна спектральна щільність між тангажем МГВ і креном МГВ; $S_{\eta_\gamma\eta_3}$ - взаємна спектральна щільність між креном МГВ і тангажем МГВ; $S_{\eta_\gamma\eta_\gamma}$ - спектральна щільність крену МГВ.

Шукані матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей компонент векторів вхідних і вихідних сигналів визначаються шляхом використання відомих алгоритмів [1] визначення кореляційних і взаємних кореляційних функцій досліджуваних сигналів з наступним перетворенням по Фур'є. Обробка експериментальних даних проводилася за допомогою розробленого на кафедрі програмного продукту, що здійснює зазначений метод. Результатом цієї процедури є спектральні характеристики досліджуваних сигналів у виді графічних залежностей амплітуди і фази від частоти. Деякі з них представлені на рис. 3.

Для визначення моделей динаміки компонент векторів вхідних і вихідних сигналів багатомірного динамічного об'єкта зроблена апроксимація отриманих графічних залежностей за допомогою узагальненого методу логарифмічних характеристик.

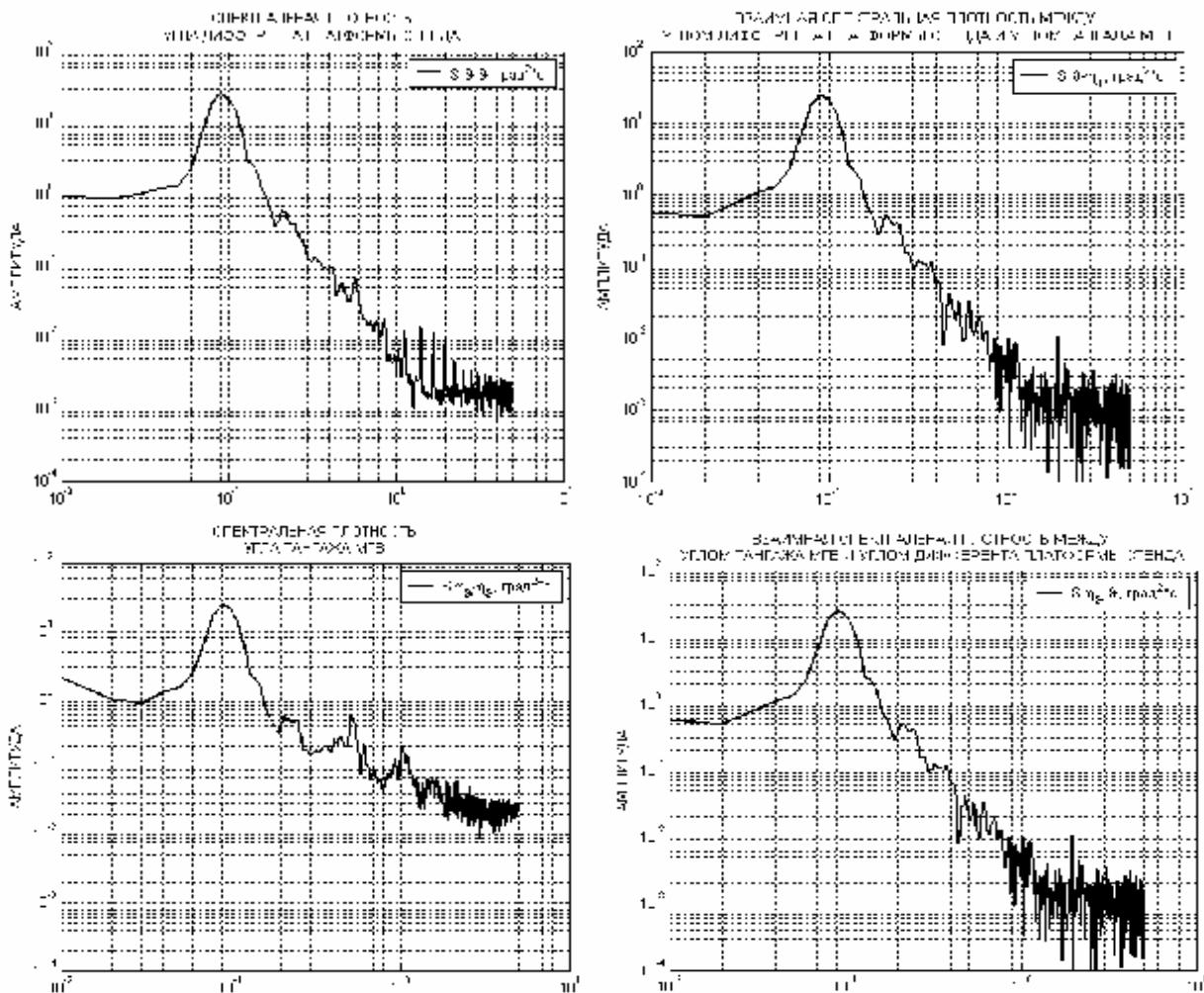


Рисунок 3. Спектральні і взаємні спектральні щільності вхідних і вихідних сигналів досліджуваного об'єкта

У результаті всіх пророблених з досліджуваними сигналами процедур отримані моделі цих сигналів у виді матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей вхідних сигналів:

$$S_{99} = \frac{1,77^2}{\pi} \left| \frac{(1,13s+1)}{(1,77^2 s^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot 1,77s + 1)} \right|^2 ; [\text{град}^2 \cdot \text{s}]$$

$$S_{9\eta_9} = \frac{0,33 \cdot 1,77 \cdot 2,96}{\pi} \frac{(7,23s+1) \cdot (0,72^2 s^2 + 2 \cdot 2,3 \cdot 0,72s + 1)}{\left(1,77^2 s^2 - 2 \cdot 0,05 \cdot 1,77s + 1\right)^2 \cdot (0,26^2 s^2 - 2 \cdot 0,7 \cdot 0,26s + 1)} ; \text{B grad c}$$

і вихідних сигналів:

$$S_{\eta_9\eta_9} = \frac{2,96^2}{\pi} \left| \frac{(7,23s+1) \cdot (1,14^2 s^2 + 2 \cdot 2,2 \cdot 1,14s + 1)}{(19,8s+1)(1,77^2 s^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot 1,77s + 1) \cdot (0,17^2 s^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot 0,17s + 1)} \right|^2 ; \text{B}^2 \cdot \text{c}$$

$$S_{\eta_99} = \frac{0,33 \cdot 1,77 \cdot 2,96}{\pi} \frac{(-7,23s+1) \cdot (0,72^2 s^2 - 2 \cdot 2,3 \cdot 0,72s + 1)}{\left(1,77^2 s^2 + 2 \cdot 0,05 \cdot 1,77s + 1\right)^2 \cdot (0,26^2 s^2 + 2 \cdot 0,7 \cdot 0,26s + 1)} ; \text{B grad c}$$

Інші взаємні спектральні щільності можуть бути отримані аналогічним шляхом.

Використовуючи отримані спектральні і взаємні спектральні щільності сигналів, виконаємо процедуру структурної ідентифікації системи за відомим алгоритмом [1].

Вирази для передаточної функції каналу, що досліджується і спектральної щільності неконтрольованого збурення, діючого в системі запишемо в наступному вигляді:

$$W_9 = S_{9\eta_9} \cdot (S_{99})^{-1} = \frac{0,28 \cdot 3,06}{1,77} \times \\ \times \frac{(3,98^2 s^2 + 2 \cdot 1,1 \cdot 3,98s + 1) \cdot (5,3s + 1) \cdot (-5,3s + 1) \cdot (1,69^2 s^2 + 2 \cdot 0,05 \cdot 1,69s + 1)}{(0,99^2 s^2 + 2 \cdot 2,5 \cdot 0,99s + 1) \cdot (0,46^2 s^2 + 2 \cdot 0,9 \cdot 0,46s + 1)} \times \\ \times \frac{(0,26^2 s^2 + 2 \cdot 0,6 \cdot 0,26s + 1) \cdot (0,26^2 s^2 - 2 \cdot 0,6 \cdot 0,26s + 1)}{(0,66s^2 + 2 \cdot 1,5 \cdot 0,66s + 1) \cdot (0,66s^2 - 2 \cdot 1,5 \cdot 0,66s + 1)};$$

[В /град]

Редуцирувавши отримані в результаті ідентифікації моделі динаміки каналу, що досліджується і неконтрольованих завад, отримаємо

$$W_9 = S_{9\eta_9} \cdot (S_{99})^{-1} = 0,7 \frac{(4^2 s^2 + 2 \cdot 0,8 \cdot 4s + 1)}{(0,159^2 s^2 + 2 \cdot 0,9 \cdot 0,159 + 1) \cdot (0,00265s + 1)}; [\hat{A} / \text{рад/с}]$$

$$S_{n_9 n_9} = S_{99} - S_{9\eta_9} \cdot (S_{99})^{-1} \cdot S_{\eta_9 9};$$

$$S_{n_9 n_9} = \frac{5,6483^2}{\pi} \left| \frac{(2,5934s + 1) \cdot (0,26^2 s^2 + 2 \cdot 0,6 \cdot 0,26s + 1)}{(0,2066s + 1) \cdot (0,66^2 s^2 + 2 \cdot 1,5 \cdot 0,66s + 1) \cdot (0,46^2 s^2 + 2 \cdot 0,9 \cdot 0,46s + 1)} \right|^2; [\hat{A}^2 \cdot \text{рад}^2]$$

Висновки

В результаті проведення структурної ідентифікації каналу, що досліджується визначені його передаточна функція і спектральна щільність неконтрольованого збурення, діючого в системі. Отримані моделі динаміки можуть бути використані в подальшому при синтезі оптимальної структури фільтра в каналі, що досліджується.

Бібліографічний список

- [1] Блохін Л.М., Буріченко М.Ю., «Статистична динаміка систем управління», Підручник для ВНЗ, НАУ, 2003, 208 с.

СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЯ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ
СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКИМИ АГРЕГАТАМИ І МАШИНАМИ ЗА
ТЕХНОЛОГІЄЮ КЕРОВАНОГО ЗЕМЛЕРОБСТВА У РОСЛИННИЦТВІ

Баранов Г.Л., докт. техн. наук, проф., ЦНДІ НіУ, м.Київ

Кравчук В.І., докт. техн. наук, проф., НАУ, м.Київ

Цулая А.В., канд. фіз.-мат. наук., ЦНДІ НіУ, м.Київ

Мельник Р.В. аспірант, ННЦ «ІМЕСГ», смт Глеваха

Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління
м. Київ, Україна
kvant_kiev@nbi.com.ua

CONTROL OF AGRICULTURAL UNITS AND MASHIN BEHIND
SATELLITE NAVIGATION TECHNOLOGY OF OPERATED AGRICULTURE
IN PLANT GROWING

Baranov G. L., Dr.Sci.Tech., Sciences, professor, CRI N&C , Kyiv

Kravchuk V. I., Dr.Sci.Tech., professor., NAU, Kyiv

Tsulaja A.V., the candidate of physical and mathematical sciences, CRI N&C , Kyiv

Melnik R. M. The post-graduate student, NSC "IAEE", Str. Glevakha

The central scientific research institute of navigation and Control
Kyiv, Ukraine
kvant_kiev@nbi.com.ua

Завдяки сучасним засобам супутникової навігації можна суттєво покращувати технології землеробства. Спеціалісти сільського господарства на початку 21-го сторіччя почали відокремлювати кероване прогресивне землеробство від звичайного. Це стало можливим завдяки широкому впровадженню автоматизації, підвищенню надійності роботи сільськогосподарської техніки та широкому цивільному доступу до супутникових засобів навігації. Позитивним фактором цього стала доступність більш точного визначення на певних ділянках поля як нерівномірність врожайності та вміст поживних речовин у ґрунті.

Для ефективного виробництва продукції рослинництва треба удосконалити управління місцевизначеними машинотракторними агрегатами та покращити планування агротехнологічних операцій, які обумовлюють формування раціональних врожаїв рослинницьких культур. При великих масштабах виробництва значна частина ресурсоенерговитрат припадає на внесення добрив та хімічних речовин захисту рослин. Економія витратних матеріалів досягається шляхом оптимального програмного управління рухом агрегату та місцевизначенням функціонуванням його робочих органів. Реальна ефективність інформаційно управлюючої системи формування врожаю

сільськогосподарських культур в значній мірі залежить від принципів, що покладені в побудову системи керованого землеробства.

В Центральному науково-дослідному інституті навігації і управління проводиться розробка технічних засобів адаптивного управління механізованими процесами в рослинництві та на базі цього створюються перспективні програмно-технічні комплекси.

Електронна апаратура, яка поєднує вимірювально-інформаційні засоби і засоби формування сигналів управління, зведена в програмно-апаратний комплекс (ПАК). Цей прилад розміщується на борту машинотракторного агрегата (МТА) і забезпечує: первинну обробку даних; формування та збереження вхідної інформації; ручне та автоматичне встановлення параметрів технологічної операції (режим управління руху робочого органу, доза внесення, швидкість руху агрегату); контроль руху МТА по заданій агротехнологічній електронній карті (ATEK) та відповідне регулювання параметрами і режимами робочих органів. Він також визначає дозу внесення, оперативну візуалізацію режимів та іншу необхідну інформацію на пульти механізатора: стабілізацію дози при коливанні швидкості руху агрегату; запис поточної і звітної інформації про виконання операції; збереження даних, що зареєстровані на флеш-карті для подальшої обробки на АРМ агроспеціаліста.

Раціональність застосування інформаційно-управляючої системи формування врожаю сільськогосподарських культур в значній мірі залежить від загальної архітектури системи керованого землеробства. Вона визначає ієрархічну побудову системи управління (рис.1). Автономна система, що застосовується на верхньому рівні управління процесами у межах сівозміни, призначена для підтримки рішень агронома, який відповідає за реалізацію відтворення у певних межах агротехнологічного процесу формування врожаю та оптимізацію параметрів технологічних операцій. Ця система має зв'язки з іншими системами управління та збору інформації, що можуть використовуватися у господарстві. Вона також забезпечує формування інформації для автоматизованого місцевизначеного проведення у полі технологічної операції сільгоспмашинами (СГМ) і МТА та згідно рішень агронома. Це здійснюється на основі застосування АТЕК - завдань, що фіксують план програмної реалізації операцій із заданими параметрами дії робочих органів СГМ.

Кероване землеробство (рис.1) має двоконтурну структуру управління. Верхній контур забезпечує підготовку та прийняття оптимальних (або близьких до оптимальних) рішень, що стосуються параметрів протікання агротехнологічного процесу і випуск АТЕК на виконання операцій у полі з визначеними параметрами. Нижній рівень спрямований на забезпечення автоматизованої реалізації завдань АТЕК з метою економії ресурсів та витратних матеріалів при роботах у полі.

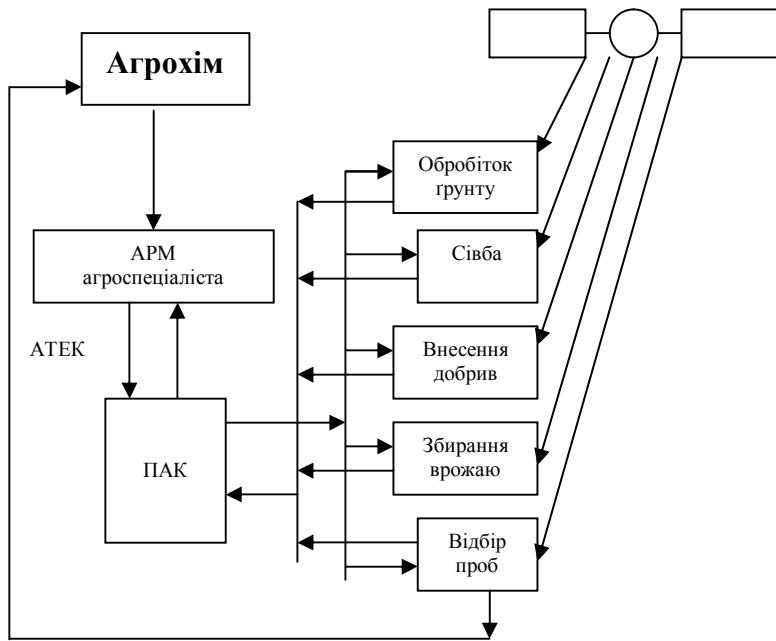


Рисунок 1. Схема організації керованого землеробства у рослинництві за допомогою автоматизованих засобів на СГМ та МТА

На даний час розроблені ПАК "Сула", які визначають координати місцезнаходження МТА для сівалок точного висіву, оприскувачів з дозуваним внесенням біохімічних речовин, розкидачів добрив, підживлювачів, ПАК забезпечує точність відпрацювання завдань при виконанні місцевизначенних агротехнічних операцій згідно АТЕК. Експериментально доведено що відхилення для конкретного внесення змінних доз витратних матеріалів, не перевищує 1м. Регулювання від заданого маршруту МТА на полі згідно АТЕК, обраної агрономом для конкретного внесення змінних доз витратних матеріалів, не перевищує 1м. Регулювання внесення витратних матеріалів, за місцевизначеними даними АТЕК програмується за критеріями точності і оптимальності режимів внесення, а також критеріями економічної ефективності робіт за технологією керованого землеробства в цілому.

Комплекс "Сула" призначений для реалізації у полі дозуваних диференційовано визначених агротехнологічних операцій внесення витратних матеріалів шляхом управління виконавчими органами МТА в межах технології системи керованого землеробства. Передбачено три модифікації комплексу "Сула": "Сула Р"- для розкидача добрив, "Сула С" - для сівалки точного висіву, "Сула-О" - для обприскувача.

Алгоритм процесу формування управлюючого сигналу здійснюється наступним чином:

- отримання за допомогою прийомоіндикатора від супутникової системи навігації (СНС) даних про поточне просторове розміщення МТА;
- порівняння його з даними, які на магнітному носії й фіксують

раціональну норму внесення витратного матеріалу;

- формування команди для контролера виконавчого механізму про зміну цієї дози у відповідності з АТЕК.

Таким чином, незалежно від виду агротехнологічної операції і типу причіпного агрегату (роздибач добрив, сівалка чи обприскувач) виробляється управлюючий сигнал на виконуючі пристрої (робочі органи) причіпного (навісного) агрегату для зміни дози витратної речовини у даній точці простору. Даний принцип дозволив побудувати уніфіковані ПАК.

В залежності від типу операції, що виконується, будуть розрізнятися вимоги до контролера, зв'язаного з виконавчими органами МТА, його побудова та побудова програм управління різними модифікаціями комплексу "Сула". Їх спеціалізація тема окремої роботи.

Крім того, був розроблений (разом з ДНВП "Спецавтоматика") навігаційний інформаційно-вимірювальний комплекс системи керованого землеробства зернозбирального комбайну (комплекс "Оржиця"), який несе в основному вимірювальні функції (забезпечує збір диференційованої просторової інформації про вирощений врожай)

Уніфікована апаратна частина комплексу „Оржиця” включає такі основні складові:

- радіонавігаційний блок СНС;
- блок обробки АТЕК управління з модулем індикації та клавіатури;
- блок вимірювальних каналів з датчиками намолоту зерна, вологості зерна та його температури.

Був розроблений разом з УкрНДІПВТ ім. Л.Погорілого для масового агрохімічного обстеження та паспортизації земельних угідь, а також програмно-технічний комплекс “Агротест”.. Він також допускає уніфікацію значної частини апаратури (радіонавігаційний блок, блок індикації, обробки інформації і управління).

Результати випробувань у польових умовах підтверджують ефективність розробленого програмно-апаратного комплексу управління агротехнологічними операціями, що побудовані на основі сучасних навігаційних технологій.. Очікується, що реалізація ПАК забезпечить рентабельність на рівні 5-10 % за рахунок оптимізації операцій внесення витратних матеріалів

Комплексне використання уніфікованих засобів автоматизації для реалізації вимог технологій керованого землеробства разом із іншими заходами дасть можливість підвищувати конкурентну спроможність сільського господарства України.

Бібліографічний список

- [1] Баранов Г.Л., Гарам В.П., Федоренко В.О. та ін., «Уніфікація технологічних засобів для автоматизованого виконання комплексу агротехнологічних операцій у рослинництві», Науковий вісник, НАУ, К, №101, 2006, с. 93-95.
- [2] Баранов Г.Л., Федоренко В.О., Цулая А.В. та ін., «Управління сільськогосподарськими машинами, машинотракторними агрегатами та автотранспортними засобами агрогосподарства із використання новітніх супутникових технологій», Науковий вісник, НАУ, К, №101, 2006, с. 116-117.
- [3] Войтюк Д.Г., Аніскевич Л.В., та ін., «СТЗ – новий індустріальний крок у сільському господарстві», Сільськогосподарська техніка України, № 26, 1998.
- [4] Кравчук В.І. Баранов Г.Л., «Концептуальні основи побудови точного землеробства в Україні», Техніка АПК, №9, 2000.

ИНТЕГРИРОВАННЫЙ ПРИЕМНИК GALILEO/GPS/GLONASS/SBAS
ДЛЯ СОЗДАНИЯ АППАРАТУРЫ «SAFETY OF LIFE»

В.С. Прокопюк

ООО «Навис-Украина»
г. Смела, Украина

INTEGRATED GALILEO/GPS/GLONASS/SBAS RECEIVER FOR
DESIGN OF SAFETY-OF-LIFE EQUIPMENT

V.S. Prokopyuk

Limited company “Navis-Ukraine”
Smela, Ukraine

В данном докладе рассмотрены основные технические характеристики и особенности построения GNSS приемников, обеспечивающих безопасность жизни (Safety of Life) для использования в приложениях, критичных к безопасности.

Приемники GNSS, используемые в приложениях, критичных к безопасности в общем случае классифицируются как «приемники, обеспечивающие безопасность жизни» (Safety of Life). Основными характеристиками этого типа приемников являются надежность и их способность идентифицировать отказы. Более того, приемники данного класса сконструированы таким образом, чтобы использовать всю имеющуюся информацию для обнаружения возможных ошибок и последующего предупреждения конечных пользователей о необходимости принятия соответствующих мер.

В настоящее время SoL приемники представляют собой класс GNSS оборудования, с вполне определенными требованиями, характеристиками и функциями. Применение такого оборудования определяется потребностями транспортной отрасли и регламентируется нормативными документами ICAO (международная организация гражданской авиации), IMO (международная морская организация). Эти приемники должны иметь характеристики точности, надежности, целостности и доступности, соответствующие наивысшим возможностям проверенных технологий.

В рамках 6-й программы (Call 2), объявленной GJU (объединенным предприятием Galileo), наше предприятие, совместно с ГП «Орион-Навигация» (г. Смела, Украина) и ЗАО «КБ НАВИС» (г. Москва, Россия) принимает участие в разработке GNSS приемника класса «Safety of Life» для морских применений.

Целью создания мультисистемного Galileo/GPS/GLONASS/SBAS приемника класса «Safety of Life» (SoL) является реализация новых возможностей и характеристик, которые предоставляются системой Galileo. Для выполнения этой задачи требуется детальное исследование этих возможностей, получение их количественного выражения и доведение до потребителей преимуществ использования Galileo для целей обеспечения безопасности жизни.

На основе требований нормативных документов ICAO и IMO нами была разработана спецификация интегрированного приемника Galileo/GPS/GLONASS/SBAS класса «Safety of Life».

Основные технические характеристики интегрированного приемника Galileo/GPS/GLONASS/SBAS класса «Safety of Life» представлены в таблице 1.

Таблица 1. Основные технические характеристики приемника Galileo/GPS/GLONASS/SBAS класса «Safety of Life»

Параметр	Характеристика	Примечание
Диапазон принимаемых частот:	Galileo L1, E5a, E5b GPS L1, C/A-код ГЛОНАСС L1, СТ-код	
Число приемных каналов:	48 универсальных канала	Уточняется на этапе разработки
Режим работы:	<ul style="list-style-type: none"> • Galileo + GLONASS + GPS; • Galileo + GLONASS; • Galileo + GPS; • только Galileo; • только GLONASS; • только GPS 	
Помехоустойчивость:	- по требованиям КТ34-1; - совместимость с ПСС ГЛОБАЛСТАР и ИРИДИУМ	
Навигационная информация:	местоположение, скорость, время	
Система координат:	WGS-84, ПЗ-90, СК-42, СК-95	По умолчанию WGS-84
Динамика:	<ul style="list-style-type: none"> • скорость до 500 м/с; • Ускорение до 5g. 	
<i>Типовая точность определения</i>		
координат, (95%):	<ul style="list-style-type: none"> • 15м в плоскости и 35м по высоте при работе в 	

Параметр	Характеристика	Примечание
	одночастотном режиме, L1; • 10 в плоскости и 10 м по высоте в двухчастотном режиме L1/E5a или L1/E5b; • 10 в плоскости и 10 м по высоте в трехчастотном режиме L1/E5a/E5b. • 0.8м в плоскости и 1.2м по высоте в двухчастотном или в трехчастотном режиме с использованием дифф. поправок	
скорости, (95%):	0.1 м/с	
времени, (95%):	100 нс	
<i>Характеристики окружающей среды</i>		
Рабочая температура:	Минус 40°...+70°С.	
Температура хранения:	Минус 55°...+85°С.	

С целью верификации проекта в целом и подтверждения базовых характеристик разработан прототип приемника Galileo/GPS/GLONASS/SBAS класса «Safety of Life». На базе прототипа планируется решить следующие вопросы:

- стратегии приема широкополосного сигнала (в частности Galileo E5);
- ослабления интерференции на пользовательском уровне;
- ослабления многолучевости;
- бланкирования импульсных помех;
- спектрального разделения сигналов;
- целостности мультисистемного приемника;
- переход от SBAS (EGNOS) к Galileo;
- разработка антенны.

Структурная схема прототипа приемника представлена на рисунке 1.

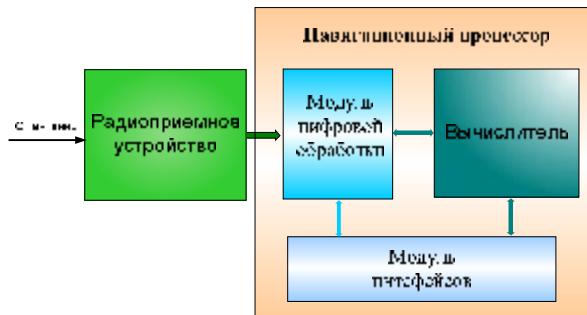


Рисунок 1. Структурная схема прототипа приемника класса «Safety of Life»

В соответствии с картой распределения частот системы Galileo [1], представленной на рисунке 2, для SoL сервиса отведены два частотных диапазона L1 и E5.

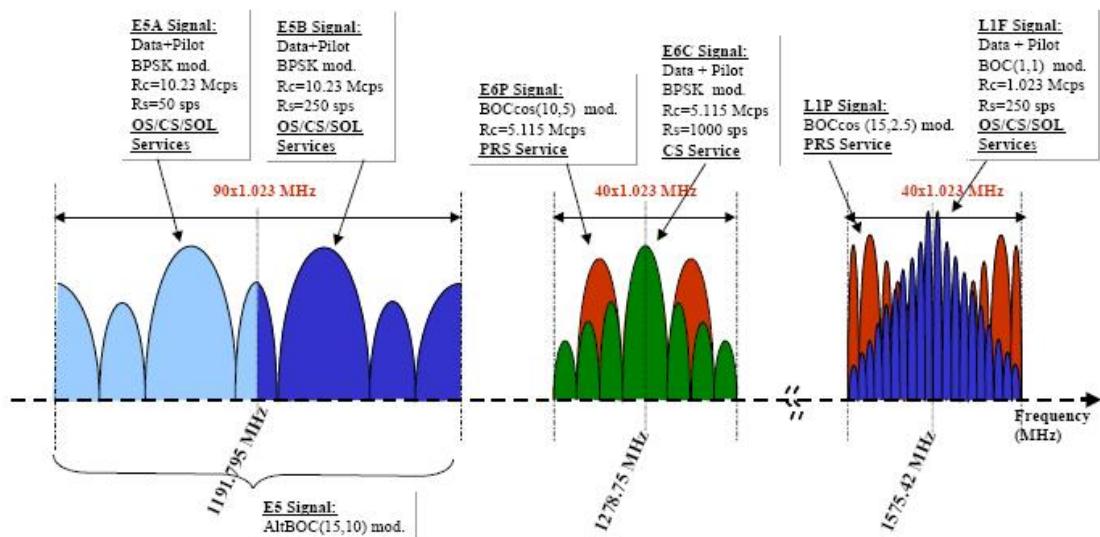


Рисунок 2. Обзор навигационных сигналов Galileo

Сигнал Galileo L1 SoL имеет центральную частоту 1575.42 МГц (L1 GPS) и модуляцию BOC(1,1) [2]. Спектр сигнала имеет два основных лепестка шириной 2.046 МГц, смещенных относительно центральной частоты спектра на 1.023 МГц. Такая форма спектра обеспечивает совместимость сигнала Galileo с существующим сигналом C/A GPS. В частности, в [3, 4] проведено исследование взаимного влияния сигналов GPS и Galileo и показано, что в нормальных условиях (когда мощности принимаемых сигналов примерно одинаковы и лежат ниже уровня внутренних шумов приемника), взаимное влияние сигналов пренебрежимо мало (ухудшение отношения сигнал/шум составляет доли дБ).

Сигналы Galileo E5 делят спектральный диапазон с сигналами GPS и ГЛОНАСС. Так диапазон E5a совпадает с L5 GPS, а E5b с L3 ГЛОНАСС. В диапазоне E5 (центральная частота 1191.975 МГц) планируется использовать AltBOC(15,10) - модуляцию [2]. Потребитель может рассматривать сигналы Galileo в диапазонах E5a и E5b как два мультиплексированных Data/Pilot широкополосных сигнала на частотах 1176.45 МГц и 1207.14 МГц

соответственно, т.е. каждый из сигналов может обрабатываться в отдельном аппаратном канале. Принимая во внимание опыт работы и имеющиеся наработки в части приема и обработки широполосного сигнала ГЛОНАСС L2, проблема приема сигналов Galileo E5 вполне решаема.

Уровень принимаемого сигнала Galileo, также как сигналов GPS и ГЛОНАСС, лежит ниже уровня внутренних шумов приемника, алгоритмы выделения полезного сигнала не имеют никаких особенностей по сравнению с другими системами GNSS. В силу более высокой ширины спектра сигналов Galileo увеличивается полоса частот, в которой должен обрабатываться полезный сигнал и соответственно тактовая частота цифровой обработки.

Структурная схема радиоприемного устройства прототипа приемника представлена на рисунке 3. Основываясь на опыте работ нашим предприятием в области разработки мультисистемных приемников GPS/ГЛОНАСС в прототипе приемника применена схема построения радиоприемного устройства с раздельными трактами (в том числе и в антенном устройстве).

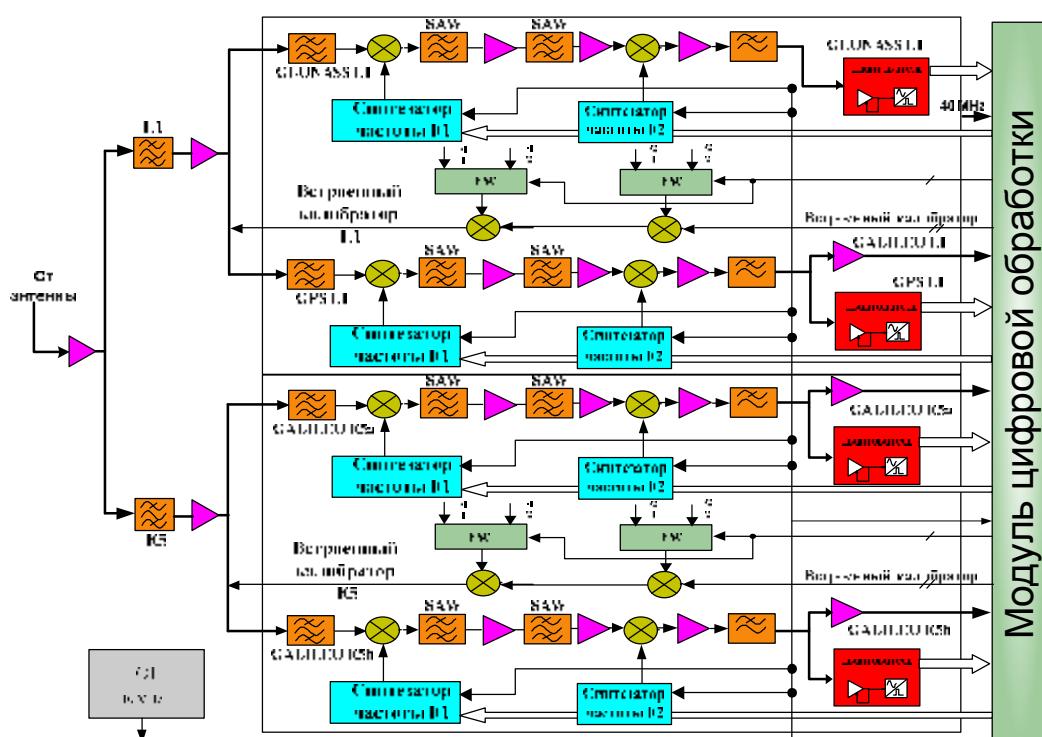


Рисунок 3. Структурная схема радиоприемного устройства прототипа приемника класса «Safety of Life»

Для обеспечения помехоустойчивости приемника предлагаемая структурная схема радиоприемного устройства совместно с антенным блоком обеспечивает помехоустойчивость в соответствии с маской, показанной на рисунке 4.

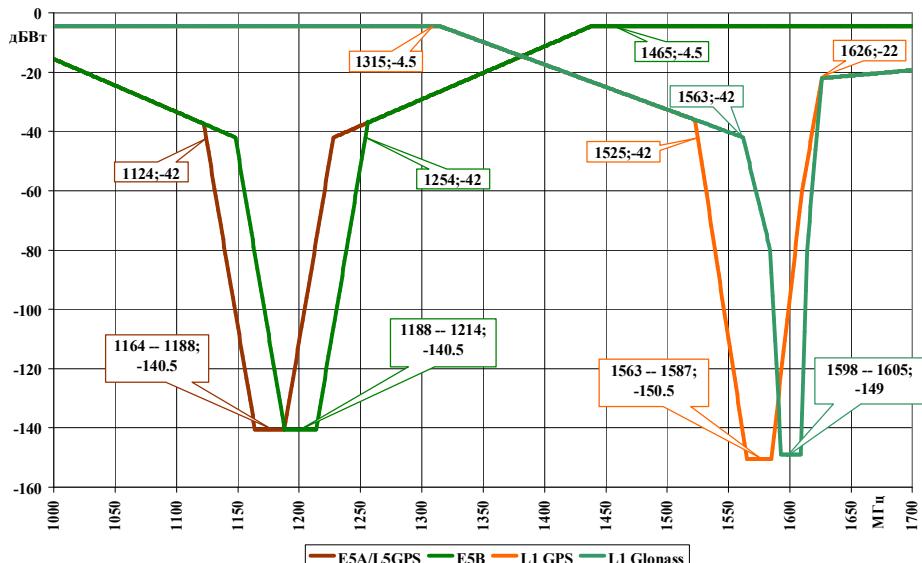


Рисунок 4. Мaska помехоустойчивости приемника класса «Safety of Life»

Особенное место применительно к диапазону E5 Galileo занимают импульсные помехи, создаваемые системами DME, TACAN, JTIDS, работающими в диапазоне частот 960-1215МГц, предназначенном для Aeronautical Radionavigation Services (ARNS). Помехи этих систем наиболее опасны для авиационных потребителей, однако при разработке, как SoL, так и других типов приемников предусмотрены специальные алгоритмы бланкирования импульсов, защищающие приемник от воздействия помех данного типа.

Контроль параметров радиоприемного устройства. Для уменьшения влияния параметров приёмных трактов на точность координат, в приемнике предусмотрен контроль параметров радиоприемного устройства. Наиболее важным из этих параметров является групповое время задержки (ГВЗ), стабильность которого зависит от стабильности параметров применяемых фильтров. Для обеспечения функции контроля ГВЗ в наших приемниках применяются схемотехнические решения со встроенным калибратором. Как видно из структурной схемы радиоприемного устройства (см. рисунок 3) сигналом встроенного калибратора охвачен весь радиоприемный тракт, что позволяет выполнить более полную калибровку радиоприемного тракта.

Модуль цифровой обработки, структурная схема которого представлена на рисунке 5, разработан на базе 24-х канального навигационного коррелятора (ASIC) для обработки сигналов СНС GPS/GLONAS и FPGA для обработки сигналов СНС Galileo. Дополнительно модуль цифровой обработки содержит 12-ти разрядные быстродействующие АЦП для отработки алгоритмов бланкирования импульсных помех и повышения помехоустойчивости к узкополосным помехам и синтезатор частоты (PLL) для формирования опорной частоты, используя общий с радиоприемным устройством опорный генератор (ОГ).

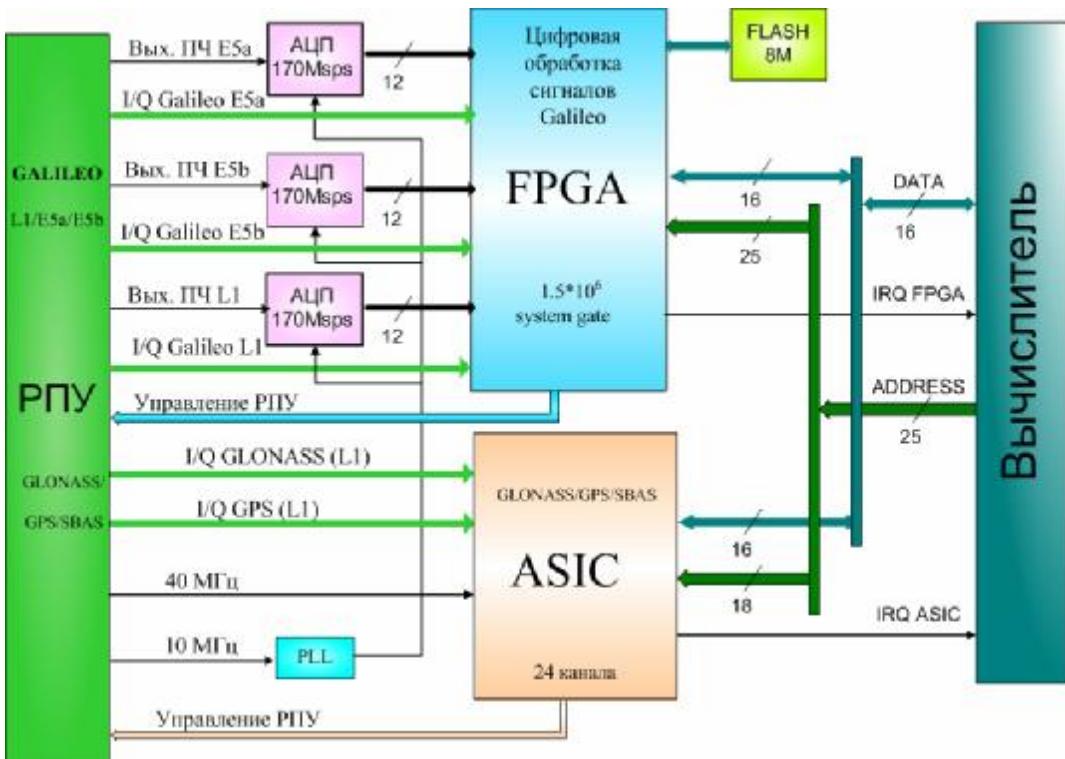


Рисунок 5. Структурная схема модуля цифровой обработки

Структура передаваемого в сигналах Galileo потока служебной информации предполагает избыточное кодирование на основе FEC (Forward Error Correction), по аналогии с системами SBAS. Таким образом, для извлечения информационных битов из принимаемого потока данных в приемнике должен использоваться декодер Витерби. В новых приемниках, разработанными и серийно выпускаемых нашим предприятием совместно с нашими партнерами (ГП «Орион-Навигация» (г. Смела, Украина) и ЗАО «КБ НАВИС» (г. Москва, Россия)) данная задача была успешно решена на программном уровне. Учитывая высокую скорость потоков и большое число каналов приема данных из сигналов Galileo (L1, E5a, E5b) рассматривается вопрос о включении декодера Витерби в аппаратную часть коррелятора, что позволит уменьшить нагрузку на центральный процессор.

Среди характеристик навигационных систем достоверность поставляемой информации в последнее время выходит на передний план, в некотором смысле не уступая по значимости другим основным характеристикам и даже иногда опережая их. В основном это касается потребителей GNSS в связи с использованием системы GNSS как основного средства навигации. Для таких потребителей, функция обеспечения целостности должна быть изначально заложена в приемник GNSS (это требование введено в перечень необходимых международными организациями ICAO и IMO). Поэтому SoL приемник должен выполнять контроль целостности как жизненно необходимую функцию, без которой он не будет удовлетворять требованиям обеспечения безопасности жизни.

Технология контроля целостности приемника предусматривает развитие алгоритма контроля целостности всей обрабатываемой информации с учетом

данных от внешних систем. Развитие технологии контроля целостности базируется на существующих наработках по реализации алгоритма RAIM, реализованного в серийно выпускаемых GNSS приемниках.

Повышение точности навигационных определений SoL приемника при использовании GNSS, вызванное ужесточением требований к навигационной аппаратуре используемой как основное средство навигации, может быть достигнуто при применении дифференциального режима. Дифференциальный режим работы приемника SoL, как и других типов приемника, основан на методе дифференциальной навигации. Исходя из тенденции развития GNSS в структуре документов ICAO и IMO по дифференциальному режиму предусмотрены зарезервированные предложения для будущих использований. Поэтому при введении в эксплуатацию системы GALILEO необходимо будет внести изменения в стандарты в части использования зарезервированных предложений для вещания поправок GALILEO. Перечень данных, передаваемых в составе поправок, их состав и механизм использования должны быть проработаны дополнительно и внесены в проект изменений к стандартам. Проект изменений должен быть рассмотрен и утвержден в установленном порядке.

Вывод

Основываясь на опыте работ в области разработки GPS/GLONASS/SBAS аппаратуры различного назначения, существуют все предпосылки к созданию приемника класса Safety of Life с использованием сигналов CHC Galileo для обеспечения построения аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем различного направления (авиационного в том числе). График разработки, изготовления и тестирования прототипа приемника класса Safety of Life представлен на рисунке 5.



Рисунок 5. График разработки, изготовления и тестирования прототипа приемника класса Safety of Life

К моменту начала развертывания группировки СНС Galileo (2008г-2009г) мы будем располагать прототипом приемника, который позволит проверить ключевые решения в реальной среде и начать подготовку к разработке серийного приемника для создания аппаратуры класса Safety of Life.

Библиографический список

- [1] “Galileo standardization document for 3GPP”, Quebec, Canada, May 23-27, 2005.
- [2] “GAL-ICD-GLI-SYST-A/0258, issue 10 28.09.2005”, SIGNAL IN SPACE INTERFACE CONTROL DOCUMENT SIS-ISD.
- [3] S. Ganguly, A. Jovancevic, “Interoperability Study Between GPS and Galileo Signals”, Proceedings of ION 2003.
- [4] S. Ganguly, A. Jovancevic, J. Noronha, “Interoperability Between GPS and Galileo”, Proceedings of ION 2004.

МЕТОДОЛОГІЯ МАТЕМАТИЧНОГО ОПИСУ ТА ОРГАНІЗАЦІЇ
МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ
ТА НАВІГАЦІЇ МОРСЬКИХ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

О.А. Сущенко

Національний авіаційний університет
м. Київ, Україна
e-mail: fsu@nau.edu.ua

METHODOLOGY OF MATHEMATICAL DESCRIPTION CREATION
AND SIMULATION FOR ORIENTATION
AND NAVIGATION SYSTEMS OF SEA MOVING OBJECTS

O.A. Suschenko

National aviation university
Kyiv, Ukraine

Вступ

Ускладнення та розширення задач розвитку сучасних транспортних засобів призводить до необхідності створення нових перспективних систем управління рухомими об'єктами, що потребує визначення просторового положення об'єкта відносно деякої заданої системи координат та забезпечення руху за заданою траєкторією. Одним із основних засобів розв'язання таких задач є інерціальні системи орієнтації та навігації, які мають такі переваги як автономність, перешкодозахищеність, широкий діапазон навігаційних вимірювань. За принципом побудови такі системи поділяються на платформні та безплатформні. В системах першого типу датчики кінематичних параметрів розташовуються на платформі, що знаходиться у кардановому підвісі. При цьому гіростабілізована платформа реалізує на борту рухомого об'єкта систему координат, відносно якої визначається орієнтація об'єкта. В безплатформних системах датчики кінематичних параметрів жорстко закріплені на борту об'єкта, а визначення навігаційних параметрів і просторової орієнтації здійснюється в бортовому обчислювачі в аналітичний спосіб. До переваг платформних систем відносять високу точність за умови обмежених термінів роботи та прості алгоритми обробки інформації про кутове положення об'єкта. Взагалі більш перспективними вважаються безплатформні системи внаслідок малих розмірів та відсутності таких складних пристрій як платформа у кардановому підвісі та слідкуючі системи. Але у випадку високих точнісніх вимог перевага віддається платформному варіанту [1, 2].

Стрімкий розвиток сучасних транспортних засобів, зумовлений ускладненням рухомих об'єктів та підвищеннем інтенсивності перевезень, потребує вдосконалення підходів до створення систем орієнтації та навігації.

Тенденція нашого часу полягає в підвищенні вимог, що надаються до таких систем з одночасними вимогами зі скорочення термінів проектування. Задовільнити таки протилежні вимоги можна лише за допомогою проведення імітаційного моделювання зазначених систем.

Отже, різні аспекти моделювання є важливим моментом, який дозволяє досягти успіхів у створенні систем орієнтації та навігації рухомих об'єктів та їхньої подальшій експлуатації.

Як відомо, в системах орієнтації та навігації морських рухомих об'єктів значна увага приділяється так званим платформним системам, які складаються з пристрій вимірювання параметрів руху об'єкту, що встановлюються на стабілізованій платформі та обчислювального пристрою.

Особливості моделювання таких систем достатньо широко висвітлені у літературі, наприклад в [1, 2], але при цьому не робиться акцент на моделюванні окремих режимах їхньої роботи, в той час як характерною рисою сучасних систем орієнтації та навігації є наявність значної кількості режимів, що характеризуються різним складом пристрій і відповідно різними особливостями та умовами моделювання.

Важливій вплив на моделювання таких систем має урахування руху основи, тобто платформи, на якій встановлюються пристрій вимірювання параметрів руху. Урахування такого руху потребує створення відповідних моделей, як б містили рівняння руху самої платформи, а також відповідні кінематичні співвідношення.

Що стосовно апарату моделювання сучасних систем управління рухомими об'єктами, то уявляється доцільним використання комп'ютерної системи проведення математичних розрахунків MATLAB. По-перше, ця система дозволяє створювати моделі за допомогою язика програмування MATLAB. По-друге, широкі можливості дослідження лінійних стаціонарних систем управління надає пакет Control Toolbox. І, по-третє, поставити крапку в дослідженні систем управління рухомими об'єктами за допомогою моделювання дозволяє пакет Simulink орієнтований на вивчення нелінійних систем. Гармонійне поєднання усіх зазначених засобів дозволяє провести детальне дослідження системи орієнтації та навігації та визначити основні напрями її створення.

Одним з напрямків розвитку сучасного навігаційного приладобудування є розробка приладів для визначення повної просторової орієнтації об'єкта, які за своїми можливостями наближаються до інерціальних навігаційних систем, але потребують менших затрат на розробку та є меншими за масою та габаритами. До складу таких приладів входять гіровертикаль, гіроскопічний вимірювач курсу (на основі гіроскопів із динамічним настроюванням), а також акселерометри, які використовуються як для отримання інформації про швидкість та пройдений шлях, так і для корекції гіровертикаль та забезпечення її незбуреності зовнішніми прискореннями, а також бортовий обчислювач. Завдяки акселерометрам можливе отримання інформації про швидкість та пройдений шлях після відповідного інтегрування, що, власне і дозволяє віднести такі прилади до класу інерціальних навігаційних систем. Отже,

особливості математичного моделювання системами орієнтації та навігації рухомих об'єктів можуть бути розглянуті на прикладі платформної системи визначення курсу до складу якої входять два гіроскопи із динамічним настроюванням, а також акселерометри, за допомогою яких здійснюється корекція гіроскопів.

Така система може працювати в багатьох режимах, а саме: попереднього приведення до горизонту, точного приведення до горизонту, визначення курсу та визначення азимуту. Кожний з цих режимів характеризується своїм складом пристройів, своїми умовами роботи. Якщо йдеться про режим попереднього приведення до горизонту, то його модель має включати моделі платформи та акселерометрів. Модель, що відповідає режиму точного приведення до горизонту має включати моделі платформи, акселерометрів та гіроскопа, що виконує функції гіровертикалі. І, нарешті, модель режимів визначення курсу та гіроазимуту має враховувати моделі платформи, акселерометрів, та гіроскопа, що виконує функції вимірювача курсу. Слід зазначити, що обов'язковою умовою якісного моделювання є урахування в моделі системи визначення курсу руху платформи, на якій встановлюються пристрой вимірювання навігаційних параметрів. Велика увага має приділятись формуванню управлюючих та коректуючих моментів.

Для вперше створюваних систем моделювання є єдиним засобом визначення правильності основних принципів її побудування. Отже, від підходу до створення математичного опису системи та проведення моделювання залежить успішність усієї розробки у цілому.

Постановка задачі.

Однією з найважливіших проблем створення систем зазначеного типу є вибір коефіцієнтів законів управління, що відповідно потребує ретельного моделювання контурів управління системи. При цьому із огляду на цільове призначення системи проблема моделювання полягає у необхідності вивчення тривалих за часом режимів визначення параметрів просторової орієнтації. Для сучасних систем характерно використання обчислювальної техніки. З одного боку, це дозволяє реалізовувати складні алгоритми управління, з другого ускладнює контури управління і підтверджує необхідність їх окремого вивчення за умови спрощення математичної моделі системи у цілому. Але ж існує також важлива проблема визначення дискретного інтервалу обробки навігаційної інформації, від якої залежить структура обчислювача, і цю проблему необхідно розв'язувати на ранніх етапах створення, що може бути зроблено лише за допомогою моделювання. Для розв'язання цієї проблеми необхідно використовувати моделі електронних пристройів, у тому числі таких пристройів як широтно-імпульсний модулятор, що призводить до великих витрат машинного часу під час моделювання і надзвичайно ускладнює дослідження довготривалих режимів.

Методологія створення математичного опису та організації моделювання платформних систем визначення орієнтації та навігації.

Особливості математичного моделювання складними системами управління рухомими об'єктами розглянуто на прикладі платформної системи визначення курсу до складу якої входять два гіроскопи із динамічним настроюванням, а також акселерометри, за допомогою яких здійснюється корекція гіроскопів.

Така система працює в багатьох режимах, а саме: попереднього приведення до горизонту, точного приведення до горизонту, визначення курсу та визначення азимуту. Кожний з цих режимів характеризується своїм складом пристрій, своїми умовами роботи. Якщо йдеться про режим попереднього приведення до горизонту, то його модель має включати моделі платформи та акселерометрів. Модель, що відповідає режиму точного приведення до горизонту має включати моделі платформи, акселерометрів та гіроскопа, що виконує функції гіровертикалі. І, нарешті, модель режимів визначення курсу та гіроазимуту має враховувати моделі платформи, акселерометрів, та гіроскопу, що виконує функції вимірювача курсу. Слід зазначити, що обов'язковою умовою якісного моделювання є урахування в моделі системи визначення курсу руху платформи, на якій встановлюються пристрій вимірювання навігаційних параметрів. Велика увага має приділятись формуванню управлюючих та коректуючих моментів, що наприклад, проаналізовано в роботі [3].

З огляду на вищевикладене пропонується такий підхід до моделювання платформних систем визначення просторової орієнтації рухомого об'єкта. На першому етапі відповідно до [1] система стабілізації платформи вважається ідеальною, а моделювання виконується на підставі моделей гіроскопів із динамічним настроюванням із детальним урахуванням усіх моментів правих частин, у тому числі зумовлених прискореннями, та кінематичних співвідношень системи, визначення яких може бути здійснено на підставі [2]. Особливістю цього етапу є урахування усіх режимів системи визначення курсу і складання відповідних окремих моделей а також детальне урахування складної кінематичної схеми системи. До найбільш важливих режимів роботи системи належать режим попереднього горизонтування, режим точного горизонтування, режим приведення до горизонту та робота в режимі визначення курсу та азимуту.

Отже, на першому етапі створення математичного опису вважається, що рівняння руху гіроскопів з точністю до похибок системи стабілізації та дрейфів гіроскопів співпадають з рівняннями руху платформи, як це запропоновано в [4]. Але там використовується та сама модель для дослідження різних режимів роботи. Це не має значення, якщо кутові розвороти в режимі компасування вважати малими. Для довільних розворотів в азимуті слід відходити від кінематики того приладу, який є головним для розглядуваного режиму. Тому математична модель системи в режимі точного горизонтування може бути складена на основі рівнянь, що описують кутовий рух гіровертикалі та одного з

рівнянь вимірювача курсу, що описує рух вимірювача і відповідно системи в азимуті:

$$H_1 \omega_{x\ddot{r}} = -M_{\dot{\text{од}} x}^{\ddot{a}} + H_1 \Delta \omega_x;$$

$$H_1 \omega_{y\ddot{r}} = M_{\dot{\text{од}} y}^{\ddot{a}} - H_1 \Delta \omega_y;$$

$$H_1 \omega_{z\ddot{r}} = -M_{\dot{\text{од}} z}^{\dot{A}} + H_1 \Delta \omega_z,$$

де $H_1 = H(1-s)$; $s = 10^{-3}$; H – кінетичний момент ротора гіроскопа; $\omega_{x\ddot{r}}$, $\omega_{y\ddot{r}}$ – проекції горизонтальної складової кутової швидкості платформи на її власні осі; $M_{\dot{\text{од}} x}^{\ddot{a}}$, $M_{\dot{\text{од}} y}^{\ddot{a}}$, $M_{\dot{\text{од}} z}^{\dot{A}}$ – моменти управління, $\Delta \omega_x$, $\Delta \omega_y$, $\Delta \omega_z$. Математична модель системи в режимі компасування може бути визначена на підставі рівнянь, що описують кутовий рух гіроскопічного вимірювача курсу та рівняння гіровертикаль, що характеризує кутове відхилення гіровертикаль та відповідно усієї системи в площині горизонту відносно осі Ox_{Π}

$$H_1 \omega_{x\Pi} = M_{\text{кор } x}^A - H \Delta \omega_x;$$

$$H_1 \omega_{y\Pi} = M_{\text{кор } y}^r - H \Delta \omega_y;$$

$$H_1 \omega_{z\Pi} = -M_{\dot{\text{од}} z}^{\dot{A}} + H \Delta \omega_z,$$

де $M_{\dot{\text{од}} x}^{\dot{A}}$ – момент управління.

Слід зазначити, що управління із урахуванням можливості довільних розворотів в азимуті забезпечує можливість приведення до меридіану без попереднього розрахунку відповідних кутів розвороту, що є більш універсальним.

На другому етапі здійснюється розробка моделей із урахуванням рухомої платформи, датчиків та електронних пристройів також окремо для кожного з режимів. Моделювання на підставі розробленого програмного забезпечення дозволяє здійснити вибір дискретного інтервалу обробки первинної інформації. Математичний опис для цього етапу дослідження системи має низку особливостей. На відміну від відомих моделей [4, 5] вона враховує кутовий рух платформи. До її складу входять повні кінематичні спiввiдношення системи, а також моделі окремих електронних пристройів, що дозволяє досить детально відтворювати процеси отримання навiгацiйної iнформацiї.

Блок-схема математичної моделі системи в найбільш складному режимі компасування (із урахуванням одночасного точного горизонтування) представлена на рисунку 1.

Основною задачею визначення просторової орієнтації в режимі компасування є визначення курсу за сигналами гіроскопа із динамічним настроюванням. Корекція ГДН здійснюється за сигналами маятниковых акселерометрів та датчика кута, встановленого на горизонтальній осі.

В представлений блок-схемі використані такі позначення: ДР – диференцiйнi рiвняння, А – акселерометр; ЕП – електронний пристрiй; ОП – обчислювальний пристрiй, ШiМ – широтно-iмпульсний модулятор; ГДН_r – гіроскоп із динамічним настроюванням, що виконує функцiї гiровертикаль; ГДН_k – гіроскоп із динамічним настроюванням, що виконує функцiї вимiрювача курсу; ДП – диференцiюючий пристрiй; Д – двигун.

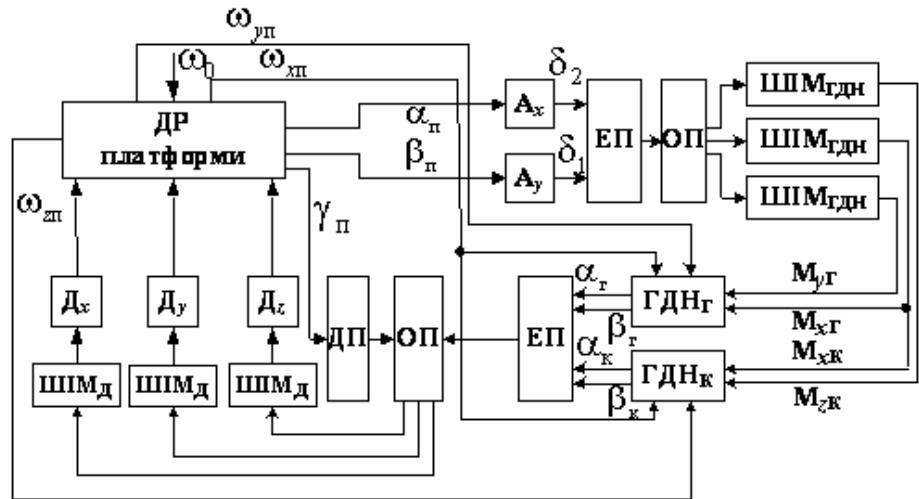


Рисунок 1. Блок-схема математичної моделі системи в режимі компасування

Диференційні рівняння системи мають вигляд:

$$\dot{\omega}_{xi} = [-(J_z - J_y)\omega_{yi} \omega_{zi} - f_x \omega_{xi} - M_o \text{sign} \omega_0 - k_1 \beta_{\tilde{A}}]/J_x;$$

$$\dot{\omega}_{yi} = [-(J_x - J_z)\omega_{xi} \omega_{zi} - f_y \omega_y - M_o \text{sign} \omega_0 - k_2 \alpha_{\tilde{A}}]/J_y;$$

$$\dot{\omega}_{zi} = [-(J_y - J_x)\omega_{xi} \omega_{yi} - f_y \omega_{zi} - M_o \text{sign} \omega_0 - k_3 \alpha_{\tilde{E}}]/J_z;$$

$$\dot{\alpha} = (\omega_{xi} \sin \gamma + \omega_{yi} \cos \gamma)/\cos \beta;$$

$$\dot{\beta} = \omega_{xi} \cos \gamma - \omega_{yi} \sin \gamma;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_{zi} + \operatorname{tg} \beta (\omega_{xi} \sin \gamma + \omega_{yi} \cos \gamma);$$

$$\ddot{\alpha}_{\tilde{A}} = (-d\dot{\alpha}_{\tilde{A}} + H\dot{\beta}_{\tilde{A}} + \frac{H}{T}\beta_{\tilde{A}} - c\alpha_{\tilde{A}} + H_1\omega_{xi} - k_4\delta_1)/J_{\tilde{A}};$$

$$\ddot{\beta}_{\Gamma} = (-d\dot{\beta}_{\Gamma} - H\dot{\alpha}_{\Gamma} - \frac{H}{T}\alpha_{\Gamma} - c\beta_{\Gamma} - H_1\omega_{yp} - k_5\delta_2)/J_{\Gamma};$$

$$\ddot{\alpha}_K = (-d\dot{\alpha}_K - H\dot{\beta}_K - \frac{H}{T}\beta_K - c\alpha_K - H_1\omega_{xp} - k_6\delta_1)/J_K;$$

$$\ddot{\beta}_K = (-d\dot{\beta}_K + H\dot{\alpha}_K + \frac{H}{T}\alpha_K - (c + k_8)\beta_K + H_1\omega_{yi} - k_7\delta_1)/J_K;$$

$$\dot{\delta}_1 = (-\delta_1 + k_9\beta_i)/T_A; \quad \dot{\delta}_2 = (-\delta_2 + k_{10}\alpha_{\pi})/T_A,$$

де J_x, J_y, J_z – моменти інерції платформи відносно її власних осей; f_x, f_y, f_z – коефіцієнти в'язкого тертя; I_o – момент опору двигунів стабілізації; ω_0 – зовнішня кутова швидкість, що діє на платформу; $k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6, k_7, k_8, k_9, k_{10}$ – коефіцієнти передачі; δ_1, δ_2 – вихідні сигнали акселерометрів; T_A – сталу часу акселерометрів, $J_{\tilde{A}}, J_K$ – сумарний екваторіальний момент ротора і карданової рамки гіроскопів; d – коефіцієнт демпфірування; H – кінетичний момент гіроскопа; T – стала часу прецесії ГДН; c – остаточна жорсткість карданового підвісу.

Висновки.

Запропоновано підхід до створення математичного опису та організації процесів моделювання платформних систем визначення орієнтації рухомих об'єктів. Викладені принципи дозволяють, по-перше, визначати параметри контурів управління, які забезпечують найвищу якість перехідних процесів та точність процесів навігації та управління. По-друге, запропонований підхід дозволяє визначити вплив величини дискретного інтервалу обробки інформації на якість перехідних процесів параметрів, що характеризують точність системи. Викладено особливості створення відповідного математичного опису таких систем.

Бібліографічний список

- [1] Нестеренко О.И., Аврутов В.В., «Математическая модель малогабаритного корректируемого гирокомпаса с динамически настраиваемым гіроскопом», Вестник приборостроения, К.: 1995, с.24-33.
- [2] Збручевський О.В., Нестеренко О.І., Шевчук А.В, «Математична модель однієї схеми курсокренопокажчика», Механіка гіроскопічних систем, К.: 2001-2002, Вип. 17–18, с. 154–167.
- [3] Сущенко О.А., «Особливості управління системою визначення курсу в режимі точного приведення до горизонту», Вісник НАУ, К.: 2004, №4, с. 29–32.
- [4] Брозгуль Л.И., «Динамически настраиваемые гироскопы», М.: Машиностроение, 1989, 232 с.
- [5] Бромберг П.В., «Теория инерциальных систем навигации», М.: Наука, 1979, 296 с.
- [6] Смирнов Е.Л., Яловенко А.В., Якушенков А.А., «Технические средства судовождения», С-П.: Элмор, 2000, 656 с.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРОВ
НА ПОПЛАВКОВЫХ ИНТЕГРИРУЮЩИХ ГИРОСКОПАХ С
ЭЛЕКТРОННЫМ ДЕМПФИРОВАНИЕМ

А.Г.Голуб, В.И.Гордиенко, А.В.Бурак

НПК «Фотоприбор»
г. Черкассы, Украина

ACCURACY ENHANCEMENT IN GYROSTABILIZERS BASED ON
FLOATING GYROS WITH ELECTRONIC DAMPING.

A. Holub, V. Gordiyenko, A. Burak

Гироскопические стабилизаторы (ГС) широко используются на подвижных объектах в случаях, когда требуется иметь неизменное (стабилизированное) в пространстве положение отдельных блоков, приборов и устройств, которое должно сохраняться при любых поворотах и колебаниях объекта. Следует отметить, что механические условия эксплуатации ГС танковых прицелов гораздо жестче, чем на самолетах или кораблях, так как при движении танка по пересеченной местности параметры качки и угловых колебаний (частота, амплитуда, ускорение) корпуса танка существенно выше, чем у судов и самолетов. К этому еще добавляются значительные ударные перегрузки при выстрелах мощной танковой пушки. Вследствие этого широкое распространение получили ГС на поплавковых интегрирующих гироскопах (ПИГ). При разработке и изготовлении ГС с ПИГ необходимо стремиться к уменьшению времени готовности, дрейфа, погрешности стабилизации, стоимости, а также к упрощению технологии изготовления ГС. Известно, что в ПИГ жидкость, которая заполняет все свободное пространство между поплавком и корпусом, осуществляет гидростатическую разгрузку подшипников поплавкового гироузла и создает момент демпфирования углового движения поплавка относительно его оси прецессии. В настоящее время, применяя имеющиеся демпфирующие жидкости, невозможно одновременно обеспечить оптимальный коэффициент демпфирования и полную разгрузку опор гироузла ПИГ, а также получить минимальное время готовности ГС в широком диапазоне температур окружающей среды. Особенность эксплуатации ГС оптических приборов наблюдения, установленных на подвижных объектах, связана с необходимостью обеспечивать высокую точность стабилизации и низкие значения дрейфа при угловых колебаниях подвижных объектов в условиях изменения температуры окружающей среды от -50 до 50°C. Время готовности существующих серийных ГС с ПИГ, по истечении которого достигается требуемая точность

стабилизации при температуре окружающей среды -50°C , составляет, как правило, (20 – 25) минут. Такое относительно большое время готовности ГС связано с необходимостью прогрева ПИГ до температуры 50°C , при которой демпфирующая жидкость, заполняющая поплавковую камеру гироскопа, приобретает необходимую вязкость и достигается необходимый коэффициент жидкостного демпфирования [1].

Среди причин, приводящих к возникновению момента внешних сил относительно оси прецессии поплавка, следует назвать [2]:

- момент трения в опорах вследствие остаточного веса (плавучести) поплавка и действия гирокопического момента;
- тепловой дрейф, вызванный конвекционными потоками жидкости при неравномерном температурном поле жидкости в зазоре;
- силовое воздействие со стороны жидкости при движении поплавка относительно поплавковой камеры.

Радиальные смещения поплавка являются причиной нестабильности многих составляющих общего момента, вызывающего дрейф прибора. Рассмотрим дрейф гироскопа, связанный со спецификой особенностью поплавкового прибора, т.е. с наличием жидкости. Предположим, что цилиндрический поплавок относительно поплавковой камеры смещен вдоль оси Z на величину z и имеет в направлении оси Y скорость \dot{y} (рис.1). Радиальные смещения могут быть обусловлены как погрешностями сборки, так и движением поплавка при наличии вибрации.

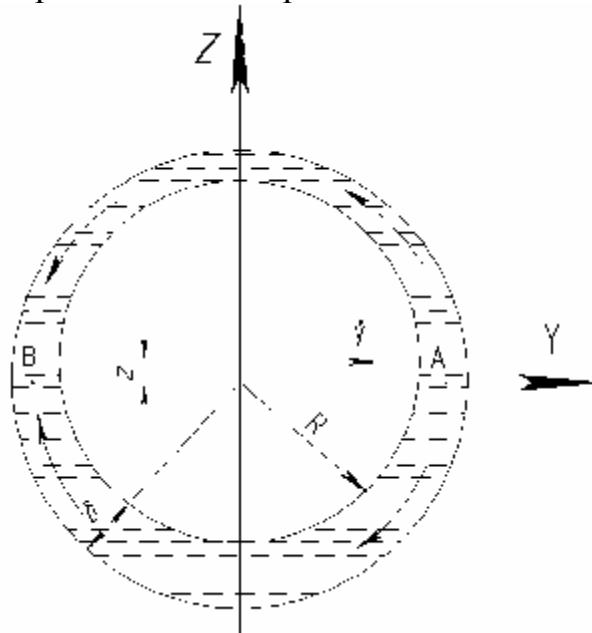


Рисунок 1. Поплавковая камера со смещенным поплавком

Наличие скорости \dot{y} приводит к перепаду давления в жидкости, определяющего ее перетекание из зоны А в зону В. Скорость перетекания жидкости ввиду меньшего сопротивления в нижней части поплавковой камеры оказывается большей, чем в верхней. Это обуславливает разницу вязкого трения, которая приводит к возникновению момента, действующего на поплавок относительно оси X [2]:

$$M_1 = -\frac{6R^3 l \pi \mu}{\delta_0^3} \dot{y}z, \quad (1)$$

где:

μ – коэффициент динамической вязкости жидкости;

l – длина поплавка;

δ_0 – начальный зазор между поплавком и поплавковой камерой.

При реальных соотношениях геометрических размеров поплавка величина этого момента за счет перетекания жидкости в осевом направлении будет несколько меньше. При наличии смещения y и скорости \dot{z} на поплавок, очевидно, будет действовать момент [2]:

$$M_2 = \frac{6R^3 l \pi \mu}{\delta_0^3} \dot{z}y. \quad (2)$$

В общем случае, следовательно, момент относительно оси X будет равен

$$M_x = \frac{6R^3 l \pi \mu}{\delta_0^3} (y\dot{z} - \dot{y}z). \quad (3)$$

При гармонических колебаниях рассматриваемый эффект максимально проявляется в случае круговой вибрации, когда центр поплавка движется в поплавковой камере по окружности. Момент со стороны жидкости для этого случая, как это следует из формулы (3), будет

$$M_x = \frac{6R^3 l \omega \pi \mu}{\delta_0^3} e_0^2, \quad (4)$$

где:

e_0 – радиус окружности, по которой движется центр поплавка

относительно корпуса прибора;

ω – круговая частота вибрации.

Как видно из формул (3) и (4), величина определяемого момента существенно зависит от амплитуды вынужденных колебаний поплавка относительно корпуса прибора. В условиях внешней вибрации причиной вынужденного движения поплавка является наличие остаточного веса (плавучести) поплавка и нежесткость элементов конструкции поплавкового узла.

Увеличение амплитуды вынужденных колебаний поплавка обуславливает соответствующее увеличение гидродинамического момента, действующего на поплавок. При амплитуде колебаний 0,05 мкм, как показывают расчеты по формуле (4), для существующих параметров прибора момент достигает величины $1,35 \cdot 10^{-4}$ Н·м. В статическом режиме уровень возмущающих моментов, действующих на поплавок ПИГ, находится на уровне $0,45 \cdot 10^{-4}$ Н·м. Очевидно, что гидродинамический момент может существенно ограничивать точность прибора при его эксплуатации.

Проведем анализ зависимости погрешности стабилизации и дрейфа ГС от температуры демпфирующей жидкости ПИГ.

Зависимость коэффициента жидкостного демпфирования D_μ гироузла от коэффициента динамической вязкости имеет вид [3]:

$$D_\mu = \frac{2\pi\mu R^3 l}{\delta} \quad (5)$$

где:

μ - коэффициент динамической вязкости демптирующей жидкости;

R - средний радиус зазора поплавковой камеры;

l - длина поплавка;

δ - зазор между поплавком и корпусом поплавковой камеры.

В свою очередь погрешность стабилизации ГС имеет следующую зависимость от коэффициента жидкостного демпфирования [4]:

$$\Delta\beta = \frac{D_\mu M_{\text{вн}}}{K_y H} \quad (6)$$

где:

$M_{\text{вн}}$ - возмущающий момент внешних сил относительно оси стабилизации;

K_y - коэффициент передачи канала разгрузки;

H - кинетический момент гиромотора.

Значение коэффициента динамической вязкости μ жидкости ПМС-1000, которая широко применяется в современных ПИГ, при температуре -40°C в десять раз больше, чем при температуре 50°C . Из этой зависимости, а также из формул (5) и (6) следует, что погрешность стабилизации ГС при температуре демптирующей жидкости -40°C в десять раз больше, чем при температуре 50°C .

На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что параметры ГС существенно зависят от температуры ПИГ, имеющего жидкостное демпфирование, в условиях изменения температуры окружающей среды от -50 до 50°C .

Погрешность стабилизации серийных ГС достигает значения (20 – 25) угл. сек при температуре окружающей среды -50°C -после двадцати минут работы прибора и системы обогрева ПИГ. Дрейф ГС на неподвижном основании при прогретом ПИГ до температуры 50°C составляет не более 40грд/час.

Целью настоящих исследований является уменьшение дрейфа, времени готовности и погрешности стабилизации ГС на ПИГ в условиях изменения температуры окружающей среды от -50 до 50°C .

Существенное уменьшение дрейфа, времени готовности и погрешности стабилизации ГС возможно за счет увеличения в (10-20) раз зазора между поплавком и корпусом ПИГ, применения жидкости с минимальным коэффициентом динамической вязкости и одновременно с достаточно большой плотностью, обеспечивающую максимальную разгрузку опор гироузла ПИГ, а также за счет введения в канал управления (наведения) ГС электронной системы демпфирования (рис. 2, 3).

Например, применив жидкость ТФС-3/200, которая имеет плотность в 1,7 раза больше, а коэффициент динамической вязкости в 8 раз меньше чем жидкость ПМС-1000, увеличив при этом зазор δ_0 в 20 раз (от 0,15мм до 3мм),

можно уменьшить дрейф ГС на вибрирующем основании примерно в 5 раз, погрешность стабилизации на качающемся основании – в 1,5 раза, время готовности при температуре окружающей среды -50°C – в 7 раз, а момент жидкостного демпфирования – в 160 раз. При этом необходимый коэффициент демпфирования поплавкового гироузла создается за счет электронной системы в канале наведения ГС, что позволяет исключить из системы регулирования параметров ПИГ устройство обогрева.

Один из способов создания электронного демпфирования (рис. 2) заключается в подаче напряжения $U_{\text{пр}}$ постоянного тока пропорционального скорости прецессии гироузла ПИГ, которое снимается с отдельной обмотки 4 магнитоэлектрического датчика момента (тахогенератора) ПИГ, на обмотку управления 3 датчика момента через суммирующий усилитель 1 и усилитель наведения 2 ГС. На суммирующий усилитель 1 подается также сигнал U_n для наведения ГС. Необходимый коэффициент демпфирования настраивается регулировкой коэффициента передачи суммирующего усилителя.

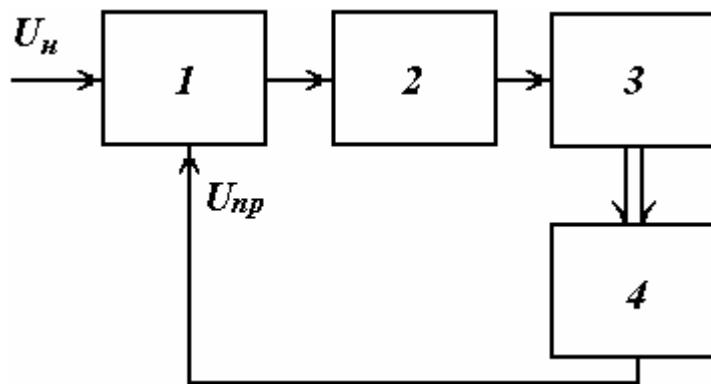


Рисунок 2. Функциональная схема первого способа электронного демпфирования ПИГ

Достаточно большие моменты относительно оси прецессии гироузла ПИГ, для получения требуемых скоростей наведения ГС и коэффициентов демпфирования ПИГ, обеспечиваются за счет установки в конструкции магнитных систем датчиков моментов ПИГ мощных магнитов из редкоземельных магнитных материалов.

Вторым способом создания электронного демпфирования (рис. 3) и формирования напряжения постоянного тока пропорционального скорости прецессии гироузла является выделение напряжения э.д.с. с обмотки управления магнитоэлектрического датчика момента. Для этого отключается сигнал наведения на выходе усилителя наведения с помощью импульсов блокировки $U_{\text{бл}}$ длительностью $T_{\text{бл}}=0,4 \text{ mS}$ и в это время запоминается амплитуда напряжения э.д.с. датчика момента 4 демодулятором 3 при действии импульсов записи $U_{\text{из}}$ длительностью $T_{\text{из}}=0,04 \text{ mS}$.

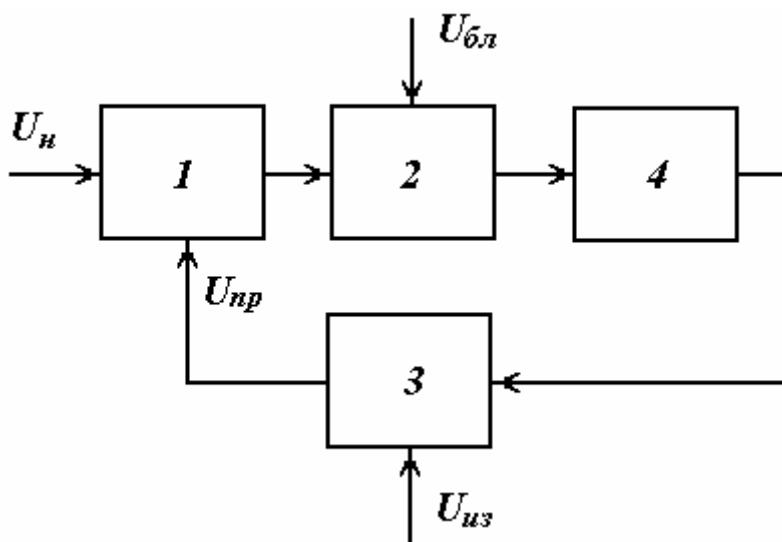


Рисунок 3. Функциональная схема второго способа электронного демпфирования ПИГ

После этого напряжение U_{np} постоянного тока пропорциональное скорости прецессии гироузла, сформированное демодулятором 3, подается на обмотку управления 4 датчика момента через суммирующий усилитель 1 и усилитель наведения 2 ГС. На суммирующий усилитель 1 подается также сигнал U_n для наведения ГС. Необходимый коэффициент демпфирования, как и в первом способе, настраивается регулировкой коэффициента передачи суммирующего усилителя.

Эффективность второго способа демпфирования ПИГ подтверждается результатами испытаний экспериментального образца ГС поля зрения оптического прибора наблюдения.

Таким образом, использование электронного демпфирования ПИГ позволяет уменьшить время готовности, дрейф и погрешность стабилизации ГС в условиях изменения температуры окружающей среды от -50 до 50°C.

Библиографический список

- [1] Глушченко А.Р., Гордиенко В.И., Бурак А.В., Денисенко А.Ю., «Гиростабилизаторы танковых прицелов», Черкассы: Чабаненко Ю.А., 2005, 294 с.: ил.
- [2] Пельпор Д.С., Осокин Ю.А., Рахтеенко Е.Р., «Гирроскопические приборы систем ориентации и стабилизации», М.: Машиностроение, 1977, с. 30-38.
- [3] Бромберг П.В., Михалев И.А., Никитин Е.А., Бауман В.А., Балашова А.А., «Гирроскопические системы», ч. II.-М.: Высшая школа, 1971, с. 93-99.
- [4] Пельпор Д.С., «Гирроскопические системы. Теория гирроскопов и гирроскопических стабилизаторов», 2-е изд., М.: Высшая школа, 1986, с. 244-358.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМУЩАЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ
ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ ПОСРЕДСТВОМ
ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

В.М. Никифоров, А.А. Лисицын

ФГУП «НПЦ АП им. академика Н.А. Пилюгина»
Москва, Россия

Tel.: (495) 334-3338, (495) 335-5536, Fax: (495) 334-2916, e-mail:
npcap@dialup.ptt.ru

DETERMINATION INDIGNATION INFLUENCE GYRO-STABILIZED
PLATFORM
BY TERMINAL CONTROL MOTION

V.M. Nikiforov, A.A. Lisitsyn

FGUP «NPC AP im. academica Pilyugina N.A.», 1, Vvedenskogo str.,
Moscow, Russia, 117342.

Диагностика и определение возмущающего воздействия гиростабилизированной платформы (ГСП), при синтезе управляющего воздействия для управления движением, имеет актуальное значение. Под возмущающим воздействием ГСП понимается момент сопротивления в опорах вращения, а также момент дифбаланса ГСП, которые являются главными источниками нелинейности. Учитывая сложную параметрическую зависимость момента сопротивления от угловой координаты и скорости вращения трудно теоретически определить и предсказать изменение момента сопротивления.

Одним из возможных способов определения возмущающего воздействия, можно применить терминальное управление ГСП, в частности, в режиме грубого приведения (РГП).

В качестве математической модели движения ГСП в РГП для одной из осей, можно принять следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\alpha}(t) = \omega_\alpha(t) \\ \dot{\omega}_\alpha(t) = e_\alpha(t) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{dv}(t) + J_{gp}^{-1} \cdot M_{vgp}(t) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{dv}(t) + J_{gp}^{-1} \times \\ \times \{-M_{tr} \cdot \text{sign}[\omega_\alpha(t)] \pm M_{db}\} = e_{dv}(t) - e_{tr} \cdot \text{sign}[\omega_\alpha(t)] \pm e_{db} = e_{dv}(t) + e_{vgp} \end{cases} \quad (1)$$

где

$\alpha(t)$ - текущее угловое положение ГСП,

$\omega_\alpha(t)$ - текущая угловая скорость ГСП,

$e_\alpha(t)$ - текущее угловое ускорение ГСП,

$e_{dv}(t)$ – ускорение, обусловленное моментом датчика момента постоянного тока (ДМПТ), (момент ДМПТ, нормированный по моменту инерции оси ГСП),

$e_{tr}(t)$ – ускорение, обусловленное моментом трения, (момент трения в опорах ГСП, нормированный по моменту инерции оси ГСП),

$e_{db}(t)$ – ускорение, обусловленное моментом дифбаланса, (дифбалансный момент, нормированный по моменту инерции оси ГСП),

$e_{vgp}(t)$ – ускорение, обусловленное суммарным возмущающим моментом, (суммарный возмущающий момент ГСП, нормированный по моменту инерции),

$M_{dv}(t)$ - управляющий момент ДМПТ,

$M_{vgp}(t)$ - возмущающий момент ГСП,

M_{tr} - момент трения в опорах ГСП,

M_{db} - момент дифбаланса ГСП,

J_{gp} - момент инерции ГСП.

Определение терминального управляющего воздействия $M_{dv}(t)$ возможно с использованием известных алгоритмов, в частности, представленных в [1], [2].

Для рассматриваемой модели ГСП, представленной системой дифференциальных уравнений (1), закон управления ГСП в РГП выглядит следующим образом [2]:

$$M_{dv}(t) = A_\alpha \cdot \frac{\alpha_k - \alpha(t)}{\sigma^2} - A_\omega \cdot \frac{2 \cdot \omega_\alpha(t) + \omega_k}{\sigma} + A_{dv} \cdot M_{dv}(t_k), \quad (2)$$

где

$\sigma = t_k - t_i$ - оставшееся время управления,

$\alpha_k, \alpha(t)$ - конечное и текущее угловое положение ГСП, соответственно,

$\omega_k, \omega_\alpha(t)$ - конечное и текущее значение угловой скорости ГСП, соответственно,

$A_\alpha, A_\omega, A_{dv}$, - вычисленные коэффициенты усиления, соответственно, по угловой координате, по угловой скорости, по моменту двигателя и по возмущающему моменту ГСП.

Для определения возмущающего момента необходимо синтезировать терминальный регулятор без учета возмущающих воздействий.

Уравнения движения (1) (упрощенные) для одной из осей ГСП при этом примут вид:

$$\begin{cases} \dot{\alpha}(t) = \omega_\alpha(t) \\ \dot{\omega}_\alpha(t) = e_\alpha(t) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{dv}(t) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{dv}(t) = e_{dv}(t) \end{cases}. \quad (3)$$

Для данной модели терминальный регулятор, приведенный к моменту инерции оси ГСП, [2]:

$$e_{dv}(t) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{dv}(t) = A_\alpha \cdot \frac{\alpha_k - \alpha(t)}{\sigma^2} - A_\omega \cdot \frac{2 \cdot \omega_\alpha(t) + \omega_k}{\sigma} . \quad (4)$$

Контур канала грубого приведения представляет собой цифроаналоговую систему, включающую цифровой вычислительный комплекс (ЦВК). Применение цифровой системы в РГП для ГСП, с использованием фазового преобразователя «угол-код», позволяет определить кодовое значение текущего углового положения ГСП $\alpha(k)$.

Зная текущий код угла поворота ГСП $\alpha(k)$ рис. 1, определяется:

- текущий код угловой скорости ГСП

$$\omega_\alpha(k) = [\alpha(k+1) - \alpha(k)]/dt, \text{ рис. 2,}$$

- текущий код углового ускорения ГСП

$$e_\alpha(k) = [\omega_\alpha(k+1) - \omega_\alpha(k)]/dt, \text{ рис. 3,}$$

- приведенный к моменту инерции оси ГСП, код управляющего воздействия

$$e_{dv}(k) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{dv}(k) , \text{ согласно формуле (4), рис. (4).}$$

Таким образом, разность $e_\alpha(k) - e_{dv}(k) = J_{gp}^{-1} \cdot M_{vgp}(k)$ будет соответствовать возмущающему воздействию, приведенному к моменту инерции оси ГСП, рис. 5...7.

Помимо этого, возмущающее воздействие можно разложить на момент трения в опорах ГСП и на дифбалансную составляющую.

Вращая ГСП из определенного начального состояния, в частности, $X(t_0) = X_0 = \begin{cases} \alpha(t_0) = \alpha_0 = 0^\circ \\ \omega_\alpha(t_0) = \omega_{\alpha 0} = 0^\circ/c \end{cases}$ в разных направлениях в одно и тоже заданное

конечное состояние (в пределах допустимых углов «прокачки»)

$X(t_k) = X_k = \begin{cases} \alpha(t_k) = \alpha_k = 360^\circ \\ \omega_\alpha(t_k) = \omega_{\alpha k} = 0^\circ/c \end{cases}$, получим следующие уравнения движения:

$$\begin{cases} J_{gp} \cdot \dot{\omega}_\alpha(t) = J_{gp} \cdot e_{\alpha+}(t) = M_{dv+}(t) - M_{tr+} \pm M_{db+} \\ -J_{gp} \cdot \dot{\omega}_\alpha(t) = -J_{gp} \cdot e_{\alpha-}(t) = -M_{dv-}(t) + M_{tr-} \pm M_{db-} \end{cases} \quad (6) (7)$$

Индекс (+) и (-) соответствуют направлению вращения ГСП в прямом и обратном направлении. Вычитая уравнение (4) из уравнения (5), получим:

$$J_{gp} \cdot [e_{\alpha+}(t) + e_{\alpha-}(t)] = M_{dv+}(t) + M_{dv-}(t) - 2 \cdot M_{tr}(\alpha, \omega_\alpha, t) \quad (8)$$

Тогда, из формулы (6), вычисляется момент трения в опорах ГСП в каждый момент времени:

$$M_{tr}(\alpha, \omega_\alpha, t) = \frac{M_{dv+}(t) + M_{dv-}(t) - J_{gp} \cdot [e_{\alpha+}(t) + e_{\alpha-}(t)]}{2} \quad (9)$$

Соответственно, момент трения, приведенный к моменту инерции, в каждый момент времени

$$e_{tr}(\alpha, \omega_\alpha, t) = \frac{[e_{dv+}(t) + e_{dv-}(t)] - [e_{\alpha+}(t) + e_{\alpha-}(t)]}{2} \quad (10)$$

Дибалансная составляющая возмущающего воздействия, приведенная к моменту инерции, определяется разностью

$$e_{db}(\alpha, \omega_\alpha, t) = e_\alpha(\alpha, \omega_\alpha, t) - e_{tr}(\alpha, \omega_\alpha, t) \quad (11)$$

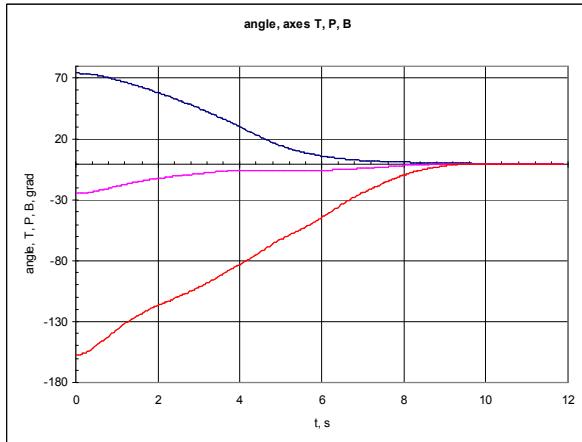


Рисунок 1. Угол поворота осей ГСП
(для осей «В», «Т», «Р»)

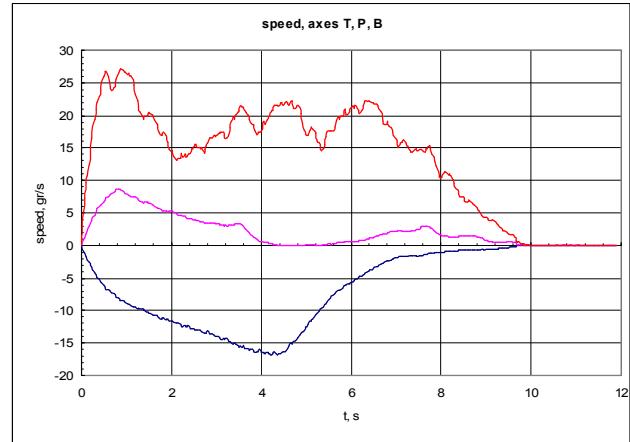


Рисунок 2. Скорость разворота осей ГСП
(для осей «В», «Т», «Р»)

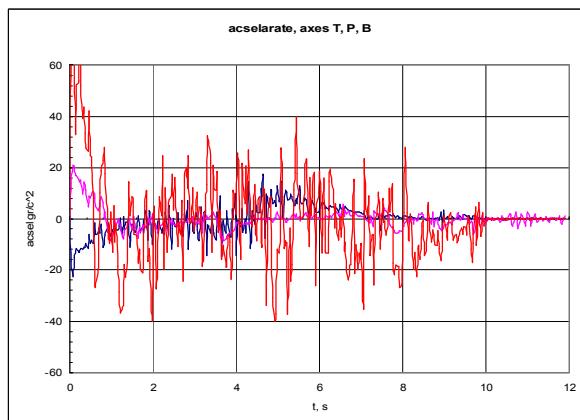


Рисунок 3. Ускорение разворота осей ГСП (для осей «В», «Т», «Р»)

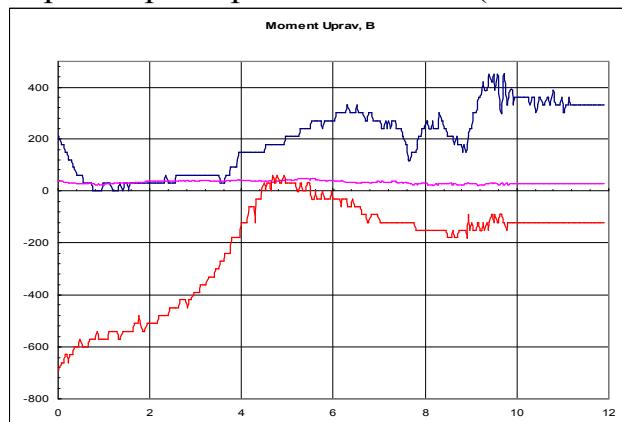


Рисунок 4. Терминальное воздействие M_{dv} (для осей «В», «Т», «Р»)

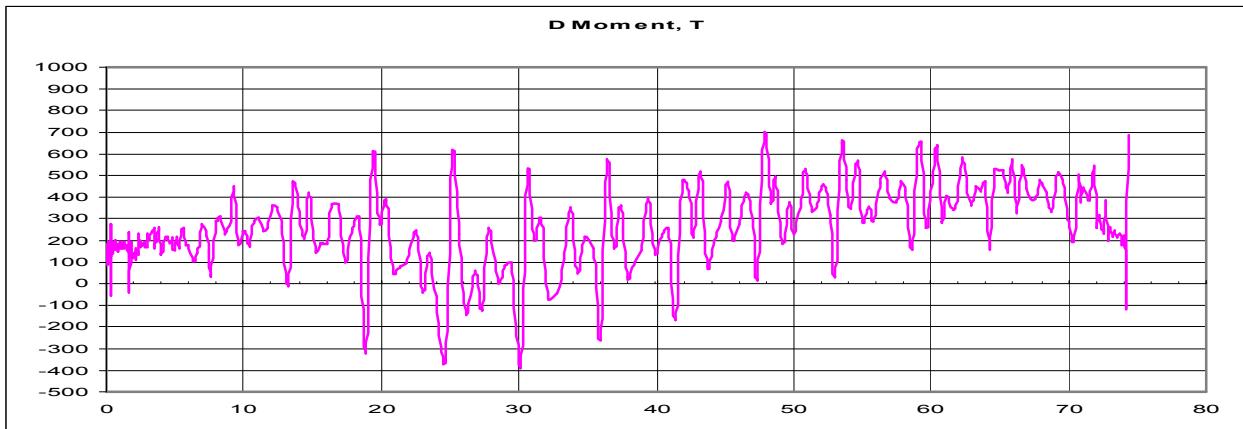


Рисунок 5. Изменение момента сопротивления на оси тангажа «Т» от угла поворота оси «Т»

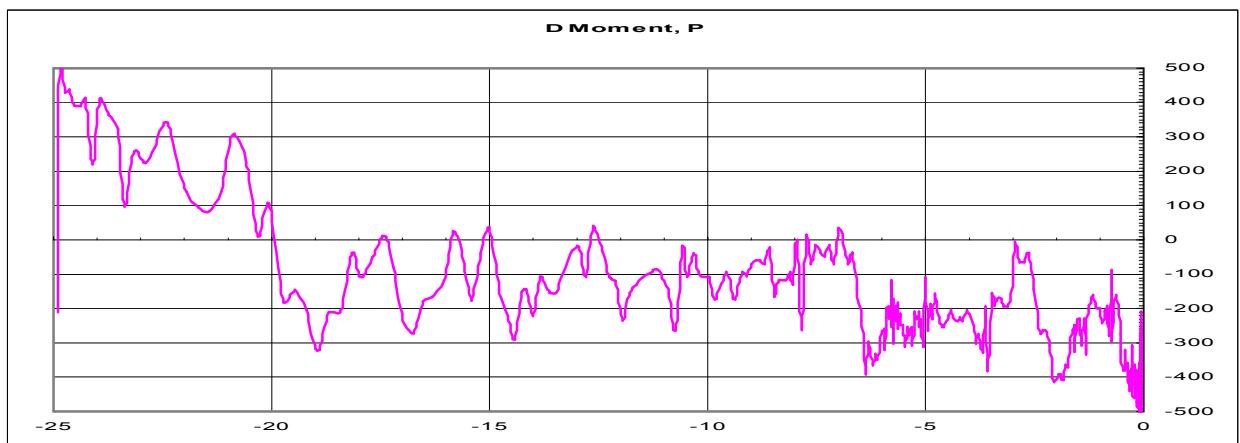


Рисунок 6. Изменение момента сопротивления на оси рыскания «Р» от угла поворота оси «Р»

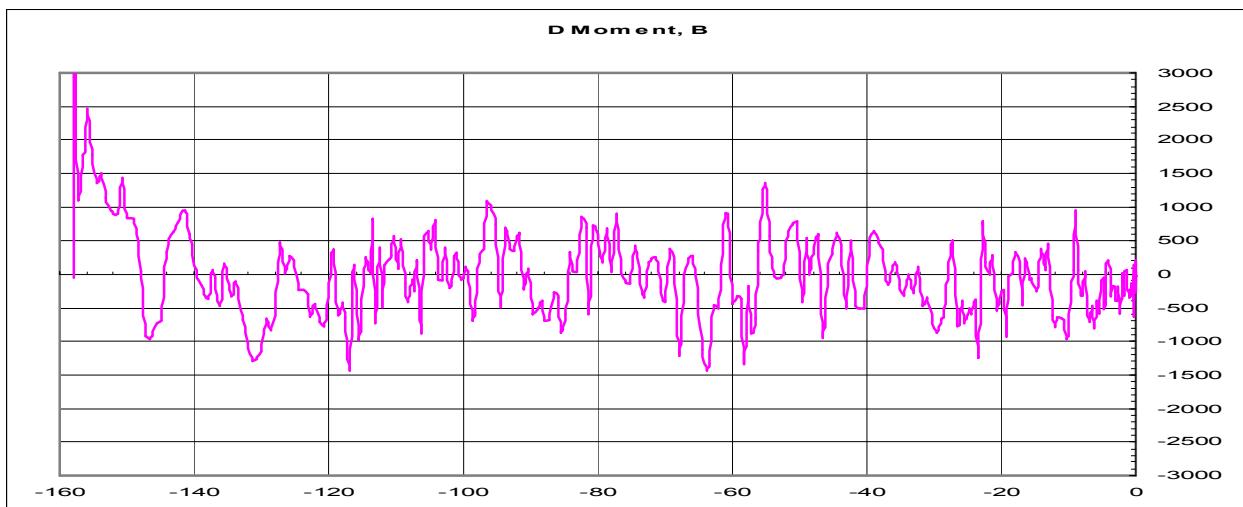


Рисунок 7. Изменение момента сопротивления на оси вращения «В» от угла поворота оси «В»

Таким образом, посредством терминального управления движением ГСП, возможно выделить момент трения в опорах ГСП и дибалансную составляющую, что позволит:

1. Диагностировать качество сборки ГСП,
2. Определить и вести компенсационную составляющую в управляющее воздействие, равную суммарному возмущению с обратным знаком, тем самым, исключая нелинейность системы.

Библиографический список

- [1] Бородовский В.Н., Никифоров В.М., «Терминальное управление процессом начальной выставки гироплатформы летательного аппарата в горизонт», МАК – 2000, Москва, 2000.
- [2] Никифоров В.М., «Математическое моделирование терминального управления движением гиростабилизированной платформы в режиме грубого приведения», International Conference Dynamical System Modeling and Stability, Investigation Modeling&Stability Thesis of Conference Reports, May 23-25, 2005, Kyiv – 2005.

СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ И РЕЖИМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
МАГНИТОИНЕРЦИАЛЬНОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ СИСТЕМЫ
ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ МОРСКИХ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

А.К. Снигур

Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова
г. Николаев, Украина

SYNTHESIS OF STRUCTURE AND FUNCTIONING MODES OF
MAGNETIC – INERTIAL STRAPDOWN ORIENTATION AND NAVIGATION
SYSTEM FOR VESSELS

Snigur A.K.

National Shipbuilding University, Admiral Makarov
Nikolaev, Ukraine
larisa_alex@ukr.net

Современные тенденции развития мореплавания характеризуются увеличением количества судов и интенсивности движения на основных морских путях, освоением новых районов Мирового океана, возрастанием требований к точности, надежности и быстроте решения задач судовождения, снижением численности экипажа. Это приводит к необходимости оснащения судов высокоточными технологическими средствами навигации, их объединению в сложные технические системы с широким использованием цифровой вычислительной техники. Однако, несмотря на достигнутый технический прогресс в области судовождения, проблему обеспечения навигационной безопасности плавания нельзя считать до конца решенной.

Решение этой задачи связано с реализацией комплекса различных мер и, в частности, необходимостью создания высокоточных, надежных, быстродействующих интегрированных систем способных представлять в короткий промежуток времени в виде, удобном для анализа и принятия решения, практически всю информацию используемую для навигации и управления судном [1,2].

В последнее время в связи со значительным развитием бортовой вычислительной техники, внимание исследователей и разработчиков привлечено к так называемым бескарданным или бесплатформенным инерциальным системам имеющим ряд достоинств по сравнению с платформенными. Для них, из-за отсутствия карданного подвеса и связанных с этим обстоятельств, результирующие погрешности сигналов о параметрах угловой ориентации выдаваемых потребителям с совершенствованием вычислителей практически с неограниченной точностью могут быть приведены

к уровню, определяемому дрейфами или погрешностями гироскопов и акселерометров.

Бесплатформенный принцип построения предполагает, что центральным элементом структуры бесплатформенной магнитоинерциальной системы ориентации и навигации (БМИСОН) является вычислитель параметров угловой ориентации объекта, т.е. его углов курса K , дифферента ψ и крена θ или соответствующих значений направляющих косинусов $l_{i,j}(K, \psi, \theta); i=1,2,3; j=1,2,3$; определяющих взаимную ориентацию нормальной и связанной систем координат. На входы вычислителя должна поступать информация от измерительных преобразователей системы. В автономном режиме функционирования такими преобразователями выступают: инерциальные измерители – измерители вектора абсолютной угловой скорости $\bar{\omega}_a$ и измерители вектора кажущегося ускорения \bar{a} объекта; измерители составляющих истинной скорости \bar{V} ; магнитометрические измерители составляющих вектора напряженности геомагнитного поля \bar{T} в точке нахождения судна (морского подвижного объекта МПО).

Измерение всех векторных величин производится в проекциях на оси $OXYZ$ связанной системы координат. Вычислитель обеспечивает выдачу бортовым потребителям информацию о перечисленных выше величинах, а также о значениях ускорения объекта в проекциях на оси нормального центрического трехгранника $OE_T N_T Y_g$, ось ON_T которого задает направление магнитного меридиана, а ось OY_g направлена вверх по местной вертикали, задаваемой вектором напряженности поля сил тяжести \bar{g} . Если в вычислитель введена информация о магнитном склонении δ_M , то он может выдавать информацию о соответствующих векторах в проекциях на оси нормального «геодезического» трехгранника $OEN_g Y_g$, ось ON которого воспроизводит направление геодезического меридиана. Взаимная ориентация трехгранников показана на рис.1 и 2 и определяется значениями элементов матриц направляющих косинусов $L_T^\Omega(\delta_M)$ и $L_C^g(K, \psi, \theta)$, представленными таблицами 1 и 2.

Верхний индекс в обозначении матрицы направляющих косинусов L , показывает обозначение исходной системы координат, т.е. такой системы, откуда осуществляется перепроектирование, а нижний индекс показывает обозначение повернутой системы координат, т.е. той системы, куда осуществляют перепроектирование.

В режимах неавтономного функционирования БМИСОН может взаимодействовать с дополнительными «эталонными» измерителями абсолютной скорости \bar{V}_{κ_3} и географических координат φ_3 и λ_3 , если они имеются на борту МПО. В качестве таких измерителей чаще всего выступают: доплеровские измерители составляющих абсолютной скорости; радиотехнические навигационные системы; спутниковые навигационные системы. В неавтономных режимах функционирования параметры угловой

ориентации вычисляются с большей точностью, поскольку коррекция горизонтальных каналов производится сигналами, близкими к действительным. При пропадании сигналов от эталонных корректоров, вычислитель обеспечивает счисление составляющих вектора абсолютной скорости и координат места объекта с использованием информации о «запомненной» или введенной оператором истинной скорости.

С учетом вышеизложенного обобщенная структурная схема системы может иметь вид, представленный на рис.3.

Таблица 1

$L_T^\Omega(\delta_M)$	E, Z_g	N, X_g	Y_g
E_T	$\cos \delta_M$	$-\sin \delta_M$	0
N_T	$\sin \delta_M$	$\cos \delta_M$	0
Y_g	0	0	1

Таблица 2

$L_C^g(K, \psi, \theta)$	X_g, N	Y_g	Z_g
X	l_{11}	l_{12}	l_{13}
Y	l_{21}	l_{22}	l_{23}
Z	l_{31}	l_{32}	l_{33}

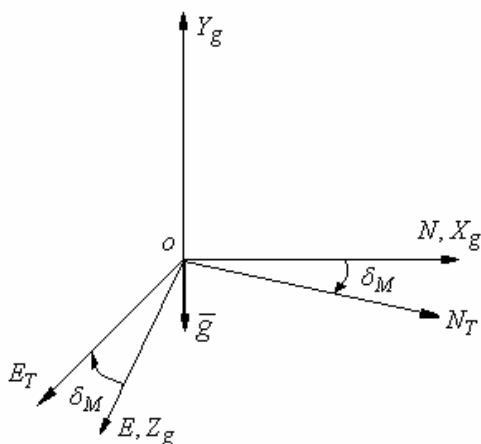


Рисунок 1.

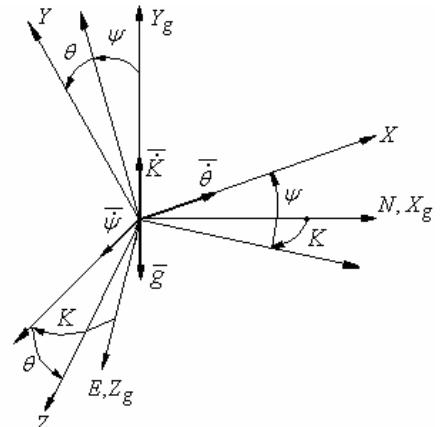


Рисунок 2.

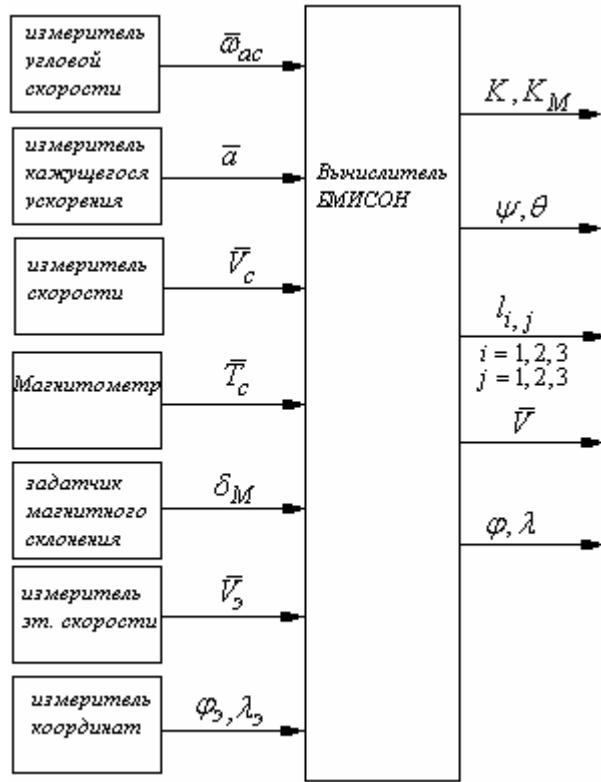


Рисунок 3.

После разработки обобщенной структурной схемы БМИСОН дальнейшая задача структурного синтеза состоит в определении структуры и алгоритма функционирования вычислителя. Для этого необходимо опереться на соответствующую навигационную модель движения судна или же на учитываемые и реализуемые вычислителем соотношения, которые устанавливают функциональные зависимости между навигационными параметрами МПО несущего БМИСОН.

При обосновании навигационной модели движения судна для БМИСОН примем допущение об эллипсоидальной форме Земли и о совпадении геодезической и истинной вертикалей.

Радиусы кривизны меридионального сечения R_M и сечения первого вертикала R_l в точке нахождения МПО определяются согласно принятых в инерциальной навигации соотношений [2]:

$$R_M = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{\frac{3}{2}}}, \quad (1)$$

$$R_l = \frac{a}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{\frac{1}{2}}}, \quad (2)$$

причем $e^2 = (a^2 - b^2)/a^2 \approx 0,0067$

где: a и b - полуоси референц - эллипсоида Красовского Ф.Н.; e - эксцентриситет; φ - геодезическая широта МПО.

Вектор кажущегося ускорения \bar{a} , измеряемый акселерометрами, установленными на МПО, связан с вектором ускорения силы тяжести \bar{g} ,

задающем направление истинной вертикали, и истинной скоростью объекта соотношением:

$$\bar{a} = \bar{V}_{i\Box} + (\bar{\omega}_e + 2\bar{\Omega}) \times V_i - \bar{g}, \quad (3)$$

где: $\bar{g} = \bar{g}_m - \bar{\Omega} \times (\bar{\Omega} \times R)$; $\bar{a} = \bar{w} - \bar{g}_m$; \bar{g}_m - вектор гравитационного ускорения; $\bar{V}_{i\Box}$ - вектор локальной производной по времени от вектора \bar{V}_i ; $\bar{\Omega}$ - угловая скорость суточного вращения Земли; $\bar{\omega}_e$ - относительная угловая скорость.

Вектор $\bar{V}_{i\Box}$ локальной производной по времени от вектора \bar{V}_i , определенной своими проекциями на оси системы координат, которая вращается с переносной составляющей угловой скорости, равной угловой скорости $\bar{\Omega}$ и с относительной составляющей угловой скорости $\bar{\omega}_e$ по отношения к системе координат OY_0Z_0 , жестко связанной с Землей.

Применимально к нормальному трехграннику $OENY_g$, показанному на рис.4, проекции векторов $\bar{\omega}_e$, $\bar{\Omega}$, и \bar{g} определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} \omega_{eE} &= V_{IN} \cdot R_M^{-1}; & \Omega_E &= 0; & g_E &= 0; \\ \omega_{eN} &= V_{IE} \cdot R_l^{-1}; & \Omega_N &= \Omega \cos \varphi; & g_N &= 0; \\ \omega_{eY_g} &= V_{IE} \cdot R_l^{-1} \operatorname{tg} \varphi; & \Omega_{Y_g} &= \Omega \sin \varphi; & g_{Y_g} &= -g(\varphi, h); \end{aligned} \quad (4)$$

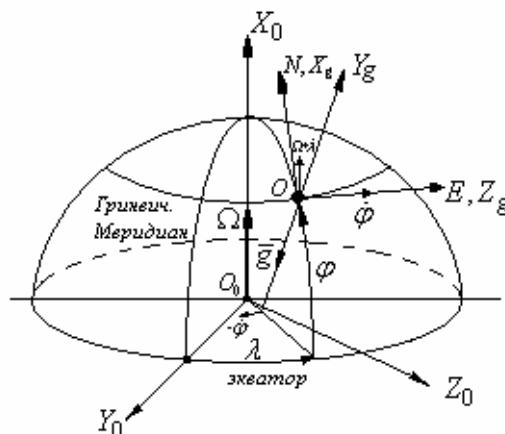


Рисунок 4.

Если соотношение (3) использовать для определения составляющих скорости в направлениях осей $OENY_g$, соответствующие уравнения счисления по соответствующим вектором кажущегося ускорения \bar{a} запишутся в виде:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{IE} &= a_E - V_{IN} (\omega_{eN} + 2\Omega_N) + V_{IN} (\omega_{eY_g} + 2\Omega_{Y_g}); \\ \dot{V}_{IN} &= a_N + V_{IE} (\omega_{eY_g} + 2\Omega_{Y_g}) + V_{IN} \omega_{eE}; \\ \dot{V}_{IN} &= a_{Y_g} - g + V_{IN} \omega_{eE} - V_{IE} (\omega_{eN} + 2\Omega_N). \end{aligned} \quad (5)$$

В связи с тем что МПО движется относительно поверхности референц-эллипсоида и в следствии неустойчивости канала инерциального сечения

вертикальной скорости третье уравнение системы (5) обычно исключают из рассмотрения.

Значение геодезической широты φ для разрешения соотношений (5) вводится либо оператором, либо от других навигационных систем МПО, либо счисляется вычислителем согласно соотношению

$$\dot{\varphi} = V_{IN} \cdot R_M^{-1} \quad (6)$$

Аналогичным образом для выдачи потребителям счисляется геодезическая долгота λ с использованием соотношения

$$\dot{\lambda} = V_{IE} \cdot (R_l \cos \varphi)^{-1} \quad (7)$$

Информация о долготе для функционирования самой БМИСОН используется для вычисления магнитного склонения на основании картографической информации

$$\delta_M = \delta_M(K, \lambda) \quad (8)$$

Вектор абсолютной угловой скорости МПО $\bar{\omega}_a$, измеряемый с помощью измерителей угловых скоростей установленных на объекте, может быть представлен как состоящий из двух слагаемых переносной скорости трехгранника $OENY_g$, вычисляемый согласно соотношению

$$\bar{\omega}_{\Pi} = \bar{\omega}_e(\bar{V}_{\Pi}) + \bar{\Omega}, \quad (9)$$

и относительной скорости $\bar{\omega}_0$, зависящей от скорости изменения угла курса К, дифферента ψ и крена θ .

То есть

$$\bar{\omega}_a = \bar{\omega}_{\Pi}(\bar{V}_{\Pi}, \bar{\Omega}) + \omega_0(K, \varphi, \theta) \quad (10)$$

При наличии измерительной информации о составляющих вектора абсолютной угловой скорости $\bar{\omega}_a$ объекта составляющие вектора относительной угловой скорости $\bar{\omega}_0$ на основании (10) получаются согласно соотношению

$$\bar{\omega}_0 = \bar{\omega}_a - \bar{\omega}_{\Pi} \quad (11)$$

в проекциях на оси любого трехгранника. Поскольку измерение абсолютной угловой скорости $\bar{\omega}_a$ производят в проекциях на связанные оси МПО, а переносную скорость $\bar{\omega}_{\Pi}$, согласно (4), вычисляют в проекциях на оси нормального трехгранника с использованием соотношений

$$\begin{aligned} \omega_{PE} &= \omega_{eE} \\ \omega_{PN} &= \omega_{eE} + \Omega_N \\ \omega_{PY_g} &= \omega_{eY_g} + \Omega_{Y_g} \end{aligned} \quad (12)$$

то переносная скорость $\bar{\omega}_{\Pi}$ в проекциях на оси связанного трехгранника $OXYZ$ определяются в виде

$$\bar{\omega}_{PC} = L_C^g(K, \psi, \theta) \bar{\omega}_{Pg} \quad (13)$$

Здесь $L_C^g(K, \psi, \theta)$ - матрица направляющих косинусов, с элементами, задаваемыми таблицей 2, которые согласно рис.2 определяются соотношениями [2]:

$$\begin{aligned}
l_{11} &= \cos \psi \cos K; \\
l_{12} &= -\cos \theta \sin \psi \cos K + \sin \theta \sin K; \\
l_{13} &= \sin \theta \sin \psi \cos K + \cos \theta \sin K; \\
l_{21} &= \sin \psi; & l_{31} &= -\cos \psi \sin K; \\
l_{22} &= \cos \theta \cos \psi; & l_{32} &= \cos \theta \sin \psi \sin K + \sin \theta \cos K; \\
l_{23} &= -\sin \theta \cos \psi & l_{33} &= -\sin \theta \sin \psi \sin K + \cos \theta \cos K.
\end{aligned} \tag{14}$$

Углы K, ψ, θ для последующей реализации соотношений (14) могут быть определены по значениям составляющих вектора $\bar{\omega}_0$ на основании кинематических уравнений Эйлера, записанных в виде [3]:

$$\begin{aligned}
\omega_{OX} &= \dot{\theta} - \dot{K} \sin \psi; \\
\omega_{OY_g} &= \dot{\psi} \sin \theta - \dot{K} \cos \psi \cos \theta; \\
\omega_{OE} &= \dot{\psi} \cos \theta - \dot{K} \cos \psi \sin \theta.
\end{aligned} \tag{15}$$

или в виде

$$\begin{aligned}
\omega_{ON} &= \dot{\theta} \cos \psi \cos K - \dot{\psi} \sin K; \\
\omega_{OY_g} &= -\dot{K} + \dot{\theta} \sin \psi; \\
\omega_{OE} &= \dot{\theta} \cos \psi \sin K + \dot{\psi} \cos K.
\end{aligned} \tag{16}$$

Решив соотношения (15) или (16) относительно производных $\dot{K}, \dot{\psi}, \dot{\theta}$ соответствующих углов, сами углы можно определить интегрированием, и в дальнейшем вычислять элементы матрицы $L_C^g(K, \psi, \theta)$ согласно (14).

Но целесообразнее поступить наоборот. Используя теорему Пуассона для интегрирования элементов матрицы направляющих косинусов, согласно соотношению

$$[l_{i,j}] = L_C^g = -C(\omega_{oc})L_C^g; \quad i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3; \tag{17}$$

$$C(\omega_{oc}) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{oz} & \omega_{oy} \\ \omega_{oz} & 0 & -\omega_{ox} \\ -\omega_{oy} & \omega_{ox} & 0 \end{bmatrix} \tag{18}$$

Углы крена, дифферента и курса МПО на основании (14) вычисляют, используя соотношения:

$$\begin{aligned}
K &= \operatorname{arctg} \left[-\frac{l_{31}}{l_{11}} \right], \quad [0^\circ \leq K < 360^\circ]; \\
\psi &= \operatorname{arctg} \left[\frac{l_{21}}{\sqrt{l_{22}^2 + l_{23}^2}} \right], \quad [-90^\circ \leq \psi \leq 90^\circ]; \\
\theta &= \operatorname{arctg} \left[-\frac{l_{23}}{l_{22}} \right], \quad [-180^\circ < \theta \leq 180^\circ].
\end{aligned} \tag{19}$$

Использование соотношений (17), (18) и (19) предпочтительнее чем использование соотношений (15) или (16) и (14), поскольку при

ограниченности компонент вектора $\bar{\omega}_0$ не возникает опасности сбоя процесса интегрирования, в то время как такой сбой может произойти при интегрировании углов K и θ вблизи значений

$$|\psi| = 90^\circ \quad (20)$$

Для матрицы L_g^C справедливы соотношения

$$L_g^C[i_j] = [L_C^g]^{-1} = [L_C^g]^T; i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3; \quad (21)$$

С использованием матриц L_g^C и L_C^g любые из используемых в системе векторов могут быть перепроектированы на оси либо связанный, либо нормальной систем координат. Для векторов кажущегося ускорения \bar{a} , напряженности геомагнитного поля \bar{T} , относительной скорости \bar{V} справедливы и используются соотношения:

$$\bar{a}_g = L_g^C(K, \psi, \theta) \bar{a}_C, \quad (22)$$

$$\bar{V}_g = L_g^C(K, \psi, \theta) \bar{V}_C, \quad (23)$$

$$\bar{T}_g = L_g^C(K, \psi, \theta) \bar{T}_C, \quad (24)$$

Для вектора напряженности геомагнитного поля \bar{T} , при наличии информации о величине магнитного склонения δ_M согласно рис.1 и таблицы 1, будем использовать соотношение

$$\bar{T}_t = L_t^\Omega(\delta_M) \bar{T}_g, \quad (25)$$

Совокупность соотношений (1)...(24), соответствующих изображениям систем координат на рис.1...4, и образует навигационную модель движения рассматриваемой БМИСОН. При идеальных инерциальных измерительных преобразователях (акселерометрах и гироскопах), идеально заданных начальных условиях и идеальном вычислителе, для вычисления параметров угловой ориентации можно было бы исключить из рассмотрения соотношения (23), (24), (25). Однако наличие упомянутых выше погрешностей и прежде всего погрешностей гироскопов, обуславливает необходимость их использования и продолжения синтеза вычислителя, который кроме реализации соотношений навигационной модели движения БМИСОН призван так же реализовать и соотношения коррекции «инерциальных» вычислений.

В довершении процедуры структурного синтеза определим структуру вычислительного блока – формирователя вектора управляющего воздействия \bar{U}_y , обеспечивающего необходимую точность вычисления параметров угловой ориентации объекта при наличии названных выше возмущающих факторов. Вектор корректирующих воздействий БМИСОН \bar{U}_y формируется в проекциях на оси нормального трехгранника $OENY_g$. В горизонтальных каналах воспользуемся тем, что кроме счисления в каналах инерциальной системы значений скоростей и ускорений система располагает информацией о составляющих вектора относительной (абсолютной) скорости МПО получаемой от бортового измерителя скорости в качестве которого

используется ЛАГ. Для коррекции азимутального канала воспользуемся тем, что точность счисления курса МПО может быть проконтролирована фактом наличия или отсутствия величины, вычисленной в качестве восточной, составляющей проекции T_{ET} - вектора напряженности геомагнитного поля \bar{T} .

Составляющую вектора коррекции азимутального канала можно сформировать в виде

$$U_{Y_g} = C_{ao} T_{ET} \quad (26)$$

Коэффициент C_{ao} в соотношении (26) для обеспечения стабильности динамических характеристик контура азимутальной коррекции при изменении районов нахождения МПО с БМИСОН, отличающихся величиной горизонтальной проекции T_{NT} вектора \bar{T} целесообразно формировать в виде

$$C_{ao} = C_a \cdot T_{NT}^{-1} \quad (27)$$

Соотношение T_{ET} и T_{NT} для использования в соотношениях (26) и (27) формируются вычислителем с использованием соотношений (24) и (25) на основании сигналов измерителей вектора \bar{T}_C и вычислений значений l_{ij} ($i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3$) с использованием соотношений (17) [4].

Сформированный согласно (26) вектор корректирующих воздействий \bar{U}_g используется для процесса вычисления параметров угловой ориентации путем формирования сигналов поправок к показателям измерителей угловой скорости объекта, поскольку, с одной стороны, погрешности именно этих измерителей являются основным возмущающим фактором БМИСОН, а, с другой стороны, погрешности счисления параметров ориентации за счет ошибок вычисления могут быть связаны с эквивалентным погрешностям измерения угловых скоростей МПО [4].

Поскольку поправки к измерителям угловых скоростей необходимо вносить в привязке к связанной системе отсчета, вектор корректирующих воздействий определенный согласно (26) проекциями на оси нормальной системы координат, может быть перепроектирован с использованием соотношения

$$\bar{U}_C = L_C^g(K, \psi, \theta) \bar{U}_g, \quad (28)$$

где $\bar{U}_g = (U_E, U_{Y_g}, U_N^T)$

с использованием компонент вектора

$$\bar{U}_C = \{U_i, i = X, Y, Z\} \quad (29)$$

Сигналы вектора поправок $\Delta\bar{\omega}_B$ к показаниям гироскопов в простейшем случае могут быть сформированы с использованием соотношений

$$\begin{aligned} \Delta\omega_{Bi} &= \Delta\omega_{OBi} + k_{2i} U_i, \\ \Delta\dot{\omega}_{Bi} &= k_{3i} U_i, i = X, Y, Z; \end{aligned} \quad (30)$$

где $\Delta\omega_{OB}$ - оцененное или вычисленное значение квазипостоянной погрешности проекционного измерения.

В соответствии с наличием вектора поправок к показаниям гироскопов формирование вектора относительной угловой скорости объекта $\bar{\omega}_{OB}$, для вычисления параметров угловой ориентации с использованием (17) и (18) на основании (11) будем производить с использованием соотношения

$$\bar{\omega}_{oc} = \bar{\omega}_{ac} - \bar{\omega}_{pc} + \Delta\bar{\omega}_B \quad (32)$$

Выводом соотношений (23)...(32) можно полагать завершенной процедуру структурного синтеза БМИСОН.

Условно структура вычислителя может быть представлена схемой изображаемой на рис.5.

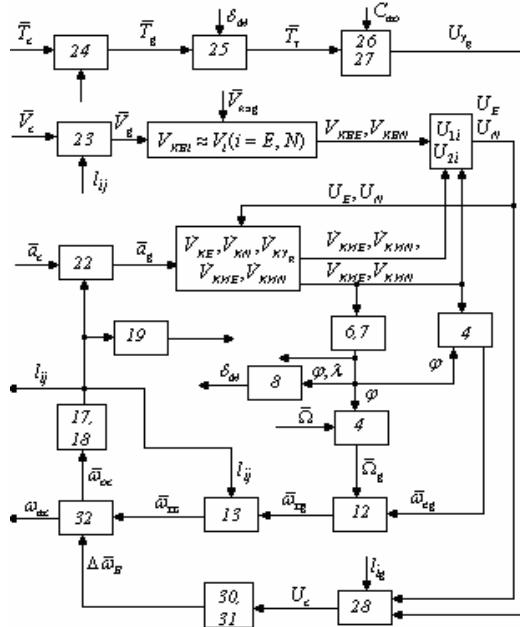


Рисунок 5.

На рис.5 блокам – прямоугольникам соответствуют процедуры решения перечисленных выше и обозначенных соответствующими номерами соотношений. Стрелки входов и выходов решающих блоков поименованы переменными, с которыми эти блоки оперируют. Там, где это не мешает пониманию вычислительного процесса с целью упрощения изображения опущены индексы «И» - «инерциального» счисления и индексы «В», соответствующие выполнению не измерительных, а вычислительных процедур.

Основные результаты и выводы:

- Определена общая структура, навигационная модель движения МПО и возможные режимы как автономного, так и неавтономного функционирования БМИСОН.

- Определены два возможных варианта построения системы коррекции горизонтальных каналов БМИСОН от скоростного корректора. В первом варианте помимо информации от скоростного корректора используется сигнал об инерциально счисленной скорости, во втором варианте сигнал о производной этой скорости по времени.

- Произведен структурный синтез контуров коррекции для азимутального и обоих вариантов построения горизонтальных каналов.

Библиографический список

- [1] Снигур А.К., «Интеграция чувствительных элементов, датчиков, приборов, систем и комплексов морских подвижных объектов. Термины, определения, классификация», матеріали Всеукраїнської науково-технічної конференції з міжнародною участю «Проблеми автоматики та електрообладнання транспортних засобів ПАЕТЗ-2006», Миколаїв: НУК, 2006, 244 с.
- [2] Смирнов Е.Л., Яловенко А.В., Перфальев В.К., Воронов В.В., Сизов В.В., «Технические средства судовождения. Том 2. Конструкция и эксплуатация», Учебник для вузов, – СПб.: «Элмор», 2000, 656 с.
- [3] Анучин О.Н., Емельянцев Г.И., «Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов», изд. 2-е, переработанное и дополненное. – СПб.: ГНЦ РФ - ЦНИИ «Электроприбор», 2003, 390 с.
- [4] А.К. Снигур, «Особенности построения интегрированных БИНС с магнитометрическими преобразователями», IV международная научно – техническая конференция «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно – космической техники»: Сборник докладов, часть 1, К.: НТУУ «КПИ», 2003, 378 с.

ВИКОРИСТАННЯ ЕЛЕКТРОДВИГУНА ДЛЯ ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА

Д.С. Мішкін

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
г. Київ, Україна

USING THE ELECTRIC MOTOR FOR MICROSATELLITE ORIENTATION AND STABILIZATION

D. Mishkin

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine
faks@ntu-kpi.kiev.ua

Вступ

Для вирішення задач орієнтації та стабілізації супутника можуть використовуватися багато пристройів : гіроскопічні системи, реактивні двигуни, магнітні системи, тощо. Під задачами орієнтації та стабілізації розуміють:

- суміщення осі (осей) супутника із віссю (осями) деякої системи координат, яку називають базовою системою відліку, рух якої в просторі відомий (задача орієнтації);

- усунення малих кутових відхилень осей супутника від відповідних осей базової системи відліку (задача стабілізації).

Повніші відомості про орієнтацію та стабілізацію космічних апаратів можна знайти в [1] та [2].

Недоліками магнітних систем є їх відносно невелика точність (до 10°), а реактивних – необхідність мати запас робочого тіла. Тому їх потрібно використовувати в комплексі з іншими пристроями. Одним із таких пристройів може бути електродвигун постійного струму.

Постановка задачі

Представимо супутник у вигляді статора електродвигуна. Розглянемо 2 випадки:

1) на супутник не діють зовнішні моменти, а супутник потрібно повернути на деякий кут $\Phi_{2(\text{зад})}$;

2) на супутник діє постійний зовнішній збурюючий момент M_1 . Потрібно компенсувати його дію.

Треба визначити параметри руху супутника та закон керування двигуном для вирішення задач орієнтації та стабілізації. Будемо використовувати наступні позначення:

I_1 - момент інерції ротора двигуна вздовж вісі z ;

$I_2 \approx 10^4 \cdot I_1$ - момент інерції супутника вздовж вісі z;
 φ_1 - кут повороту двигуна вздовж вісі z;
 φ_2 - кут повороту супутника вздовж вісі z;
 $\dot{\varphi}_1^{s\text{idn}} = \varphi_1 - \varphi_2$ - відносний кут повороту двигуна вздовж вісі z.

Нехай механічна характеристика двигуна $M_{\Delta\theta}(\omega_1) = M_0 - k \cdot \omega_1$,
 де $\omega_1 = \dot{\varphi}_1$ - кутова швидкість двигуна вздовж вісі z;
 M_0 - початковий момент двигуна;
 k - крутизна характеристики двигуна.

Визначення параметрів руху супутника

Перший випадок : на супутник не діють зовнішні моменти. Складемо рівняння руху двигуна та супутника вздовж вісі z для увімкненого двигуна:

$$\begin{cases} I_1 \ddot{\varphi}_1 = M_{\Delta\theta} = M_0 - k \dot{\varphi}_1^{s\text{idn}} = M_0 - k \dot{\varphi}_1 + k \dot{\varphi}_2; \\ I_2 \ddot{\varphi}_2 = -M_{\Delta\theta} = -M_0 + k \dot{\varphi}_1^{s\text{idn}} = -M_0 + k \dot{\varphi}_1 - k \dot{\varphi}_2; \end{cases} \quad (1)$$

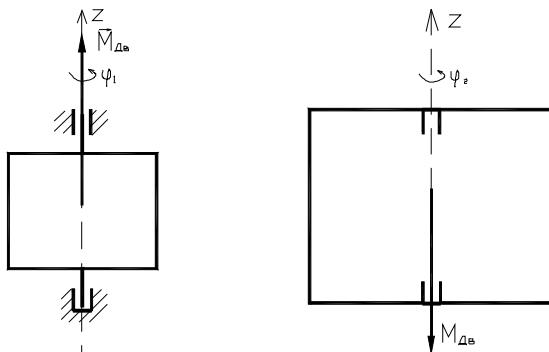


Рисунок 1. Механічна модель супутника

Розв'язок цієї системи для нульових початкових умов має наступний вигляд:

$$\begin{cases} \omega_1(t) = \frac{M_0 I_2}{k(I_2 + I_1)} (1 - e^{-\frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} t}); \\ \dot{\varphi}_2(t) = \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} (e^{-\frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} t} - 1); \\ \varphi_2(t) = \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} t - \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} e^{-\frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} t}; \end{cases} \quad (2)$$

Якщо ж двигун увімкнули на час $t = T_{po\delta}$, а потім вимкнули та замкнули накоротко, то

$$\begin{cases} I_1 \ddot{\varphi}_1 = M_{\text{д\&}} = -k\dot{\varphi}_1 + k\dot{\varphi}_2; \\ I_2 \ddot{\varphi}_2 = -M_{\text{д\&}} = k\dot{\varphi}_1 - k\dot{\varphi}_2; \\ \omega_1(t) = \frac{M_0 I_2}{k(I_2 + I_1)} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\text{п\&}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\text{п\&}})}; \\ \dot{\varphi}_2(t) = -\frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\text{п\&}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\text{п\&}})}; \\ \varphi_2(t) = \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\text{п\&}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\text{п\&}})} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} T_{\text{п\&}}; \end{cases} \quad (3)$$

Отже, маємо такий результат:

$$\begin{aligned} \omega_1(t) &= \begin{cases} \frac{M_0 I_2}{k(I_2 + I_1)} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} t}), & t \leq T_{\text{п\&}}; \\ \frac{M_0 I_2}{k(I_2 + I_1)} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\text{п\&}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\text{п\&}})}, & t > T_{\text{п\&}}; \end{cases} \\ \varphi_2(t) &= \begin{cases} \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} t - \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} t}, & t \leq T_{\text{п\&}}; \\ \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\text{п\&}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\text{п\&}})} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} T_{\text{п\&}}, & t > T_{\text{п\&}}; \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

Якщо $t \rightarrow \infty$, то

$$\lim \varphi_2(t)_{t \rightarrow \infty} = \lim \left(\frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\text{п\&}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\text{п\&}})} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} T_{\text{п\&}} \right)_{t \rightarrow \infty} = -\frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} T_{\text{п\&}}$$

Практично ж для затухання експоненти достатньо, щоб $t \geq (3..5) \cdot \frac{1}{\lambda_1} + T_{\text{п\&}}$,

де $\lambda_1 = k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1}$ - власна частота двигуна.

Нехай маємо такі параметри двигуна та супутника:

$$M_0 = 0,078 \text{ H*м}; \quad k = 1,717 \cdot 10^{-4} \text{ H*м*c}; \quad I_1 = 9.81 \cdot 10^{-5} \text{ кг*м}^2; \quad I_2 = 10^4 \cdot I_1 = 0,981 \text{ кг*м}^2.$$

Тоді для визначення часу, на який потрібно увімкнути двигун для повороту супутника на заданий кут $\varphi_{2(\text{зад})}$ можна користуватись формулою:

$$T_{\delta\hat{\alpha}} = K_{\varphi} \cdot \varphi_{2(\text{зад})}, \quad (5)$$

де

$$K_{\varphi} = \frac{(I_2 + I_1) \cdot k}{M_0 \cdot I_1}.$$

Для розглядуваних вихідних даних, $K_{\varphi} = 21,877 \text{ c/рад} = 0,382 \text{ c/град}$. Двигун потрібно вмикати у напрямку, протилежному потрібному повороту супутника.

Другий випадок: на супутник діє постійний зовнішній збурюючий момент.

Рівняння руху двигуна та супутника матимуть наступний вигляд:

$$\begin{cases} I_1 \ddot{\varphi}_1 = M_{\text{двиг}} = M_0 - k\dot{\varphi}_1 + k\dot{\varphi}_2; \\ I_2 \ddot{\varphi}_2 = -M_{\text{двиг}} + M_{\text{зовн}} = -M_0 + k\dot{\varphi}_1 - k\dot{\varphi}_2 + M_1; \end{cases}$$

Система лінійна, тому $\varphi_2(t)$ можна представити у вигляді

$$\varphi_2(t) = \varphi_{2\text{двиг}} + \varphi_{2\text{зовн}},$$

де $\varphi_{2\text{двиг}}$ визначена у (4), а $\varphi_{2\text{зовн}}$ визначимо з рівняння:

$$I_2 \ddot{\varphi}_{2\text{зовн}} = M_{\text{зовн}} = M_1; \Rightarrow \varphi_{2\text{зовн}}(t) = \frac{M_1}{2 \cdot I_2} t^2; \quad (6)$$

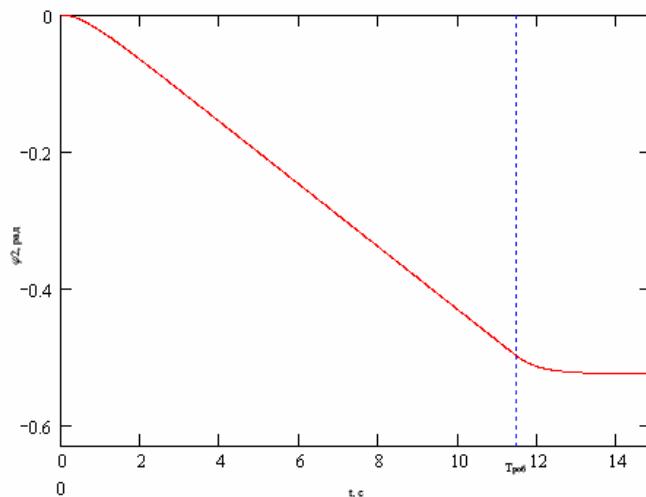


Рисунок 2. Графік залежності кута повороту супутника від часу при відсутності зовнішнього момента

Отже,

$$\begin{aligned} \varphi_2(t) &= \varphi_{2\text{двиг}} + \varphi_{2\text{зовн}} \\ &= \begin{cases} \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} t - \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} t} + \frac{M_1}{2 \cdot I_2} t^2 & t \leq T_{\delta\dot{a}}; \\ \frac{M_0 I_1^2 I_2}{k^2 (I_2 + I_1)^2} (1 - e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} T_{\delta\dot{a}}}) e^{-k \frac{I_2 + I_1}{I_2 I_1} (t - T_{\delta\dot{a}})} - \frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} T_{\delta\dot{a}} + \frac{M_1}{2 \cdot I_2} t^2 & t > T_{\delta\dot{a}}; \end{cases} \end{aligned}$$

Бачимо, що кут повороту супутника в напрямку збурюючого моменту є квадратичною залежністю від часу дії моменту, а в протилежному напрямку є лінійною залежністю від часу роботи двигуна. Це означає, що рано чи пізно

двигун не зможе компенсувати зовнішній момент. Коли настане цей час можна побачити з рівняння (вважаємо, що двигун увімкнений постійно):

$$\varphi_2(t_1) = 0 = -\frac{M_0 I_1}{k(I_2 + I_1)} t_1 + \frac{M_1}{2 \cdot I_2} t_1^2; \Rightarrow t_1 = \frac{2 \cdot I_2 \cdot M_0 I_1}{M_1 \cdot k(I_2 + I_1)} = \frac{2 \cdot I_2 \cdot I_1}{k(I_2 + I_1)} \cdot \left(\frac{M_0}{M_1}\right)$$

Для розглядуваних вихідних даних

$$t_1 = 1,143 \left(\frac{M_0}{M_1}\right) c \quad (7)$$

З отриманого співвідношення видно, що використовувати двигун для стабілізації супутника можна лише протягом невеликого проміжку часу й лише у тому випадку, коли збурюючий момент на декілька порядків менший за початковий момент двигуна. Зазначимо, що на практиці цей час буде ще менший, ніж в (7), оскільки стабілізація передбачає вмикання двигуна не постійно, а лише на короткі проміжки часу (див. рис.3)

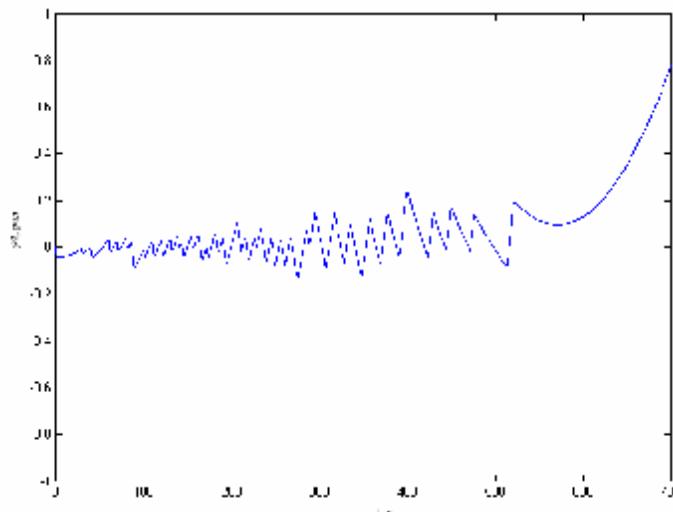


Рисунок 3. Графік залежності кута повороту супутника від часу при імпульсно-слідуючий роботі двигуна в залежності від часу, $\frac{M_0}{M_1} = 1000$

Висновок

Електричний двигун можна використовувати для кутової орієнтації супутника вздовж осі. У цьому випадку кут повороту супутника лінійно залежить від часу роботи двигуна. Стабілізація супутника можлива лише за умов того, що зовнішній момент буде відсутній, або на декілька порядків менший за момент двигуна (у цьому випадку стабілізація можлива лише протягом невеликого проміжку часу через накопичення кінетичного моменту супутником).

Бібліографічний список

- [1] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н., «Управление ориентацией космических аппаратов», М.: Наука, главная редакция физико-математической литературы, 1974, 600 с.
- [2] Попов В.И., «Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов», 2-е изд., перераб. и доп., М.: Машиностроение, 1986, 184 с.
- [3] Павловський М.А., «Теоретична механіка», К.: Техніка, 2002, 512 с.

УДК 623.4.023.4

ГЕОКОДУВАННЯ ЗНІМКА ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ НА ОСНОВІ МОДЕЛОВАННЯ ЕТАЛОННОГО ЗОБРАЖЕННЯ

Ганжа А.П., Збруцький О.В.

Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”

IDENTIFICATION of the REMOTE CONTROL EARTH GEOGRAPHICAL OBJECTS by the SIMULATION the REFERENCE PICTURE

Gansha A.P., Zbrutsky A.V

Natuional Technical University OF Ukraine “Kyiv Politechnical Institute”

zbrutsky@cisavd.ntu-kpi.kiev.ua

Вступ

Процес геокодування знімків дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) є важливим етапом рішення навігаційної задачі супутника [1]. Цей етап припускає максимальну швидкість його реалізації. У роботі розв'язується завдання автоматизації процесу реалізації алгоритму.

Постановка завдання

Припустимо, що існує база даних геодезичних координат точкових об'єктів, добре спостерігаємих на знімку ДЗЗ (називатимемо їх надалі “навігаційними сигналами”). Необхідно побудувати еталонне зображення з нанесеними на нього “навігаційними сигналами”, на базі моделювання роботи сканера космічного апарату (КА), і розробити алгоритм автоматичної ідентифікації виділених точок знімка ДЗЗ по виділених точках еталонного зображення.

Визначення вірогідної ділянки еталонного зображення

Припустимо, що положення лінії візуування дзеркала сканера визначається в системі прямокутних координат, початок якої співпадає з сканером. Положення осей цієї системи координат задається таким чином (Рис.1):

$$\overline{p} = -\frac{\overline{P}_I}{|\overline{P}_I|} = \begin{vmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{vmatrix} \quad \text{- напрямок на надир в системе координат, пов'язаній зі скануючою системою;}$$

$$\overline{q} = \frac{\overline{V}_I \times \overline{p}}{|\overline{V}_I \times \overline{p}|} = \begin{vmatrix} x_q \\ y_q \\ z_q \end{vmatrix} \quad \text{- вектор-орт, доповнюючий систему координат, пов'язаній зі скануючою системою, до правої;}$$

$\bar{s} = \bar{p} \times \bar{q} = \begin{vmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{vmatrix}$ - вектор-орт осі обертання дзеркала сканера.

де $\bar{P}_I = \begin{vmatrix} x_I \\ y_I \\ z_I \end{vmatrix}$ - радіус – вектор і інерціальні координати центру мас КА ДЗЗ;

$\bar{V}_I = \begin{vmatrix} Vx_I \\ Vy_I \\ Vz_I \end{vmatrix}$ - вектор швидкості центру мас КА ДЗЗ в інерціальній системі

координат.

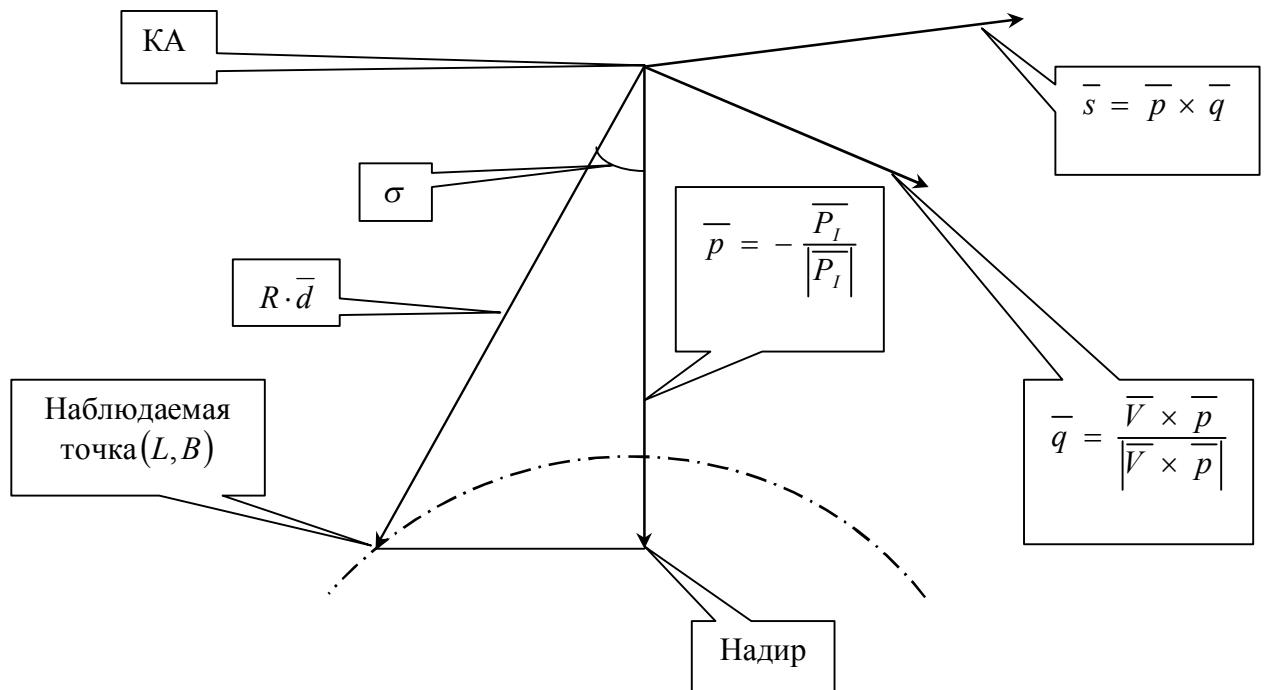


Рисунок 1.

Тоді кути повороту навколо кожної з осей системи координат PQS можна позначити відповідно α , β і σ .

Отже, в інерціальній системі координат положення точки на поверхні загального земного еліпсоїда визначатиметься векторним виразом $\bar{L}_I = \bar{P}_I + R \cdot \bar{d}$

де $\bar{L}_I = \begin{vmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{vmatrix}$ - інерціальні координати спостерігаємої точки на поверхні еліпсоїда обертання;

$\bar{d}_I = \begin{vmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{vmatrix}$ - напрям лінії візуування сканера з точки простору місцезнаходження КА

ДЗЗ на спостерігаєму точку поверхні Землі;

R - відстань від КА ДЗЗ до спостерігаємої точки.

Оскільки кожен рядок розгортки знімка ДЗЗ відповідає деякому моменту часу, а номер пікселя в рядку відповідає деякому фіксованому значенню кута σ , то для обчислення координат знімка для точки \bar{L}_I із заданими геодезичними координатами необхідно підібрати такий момент часу t_i , щоб вектори \bar{s} і \bar{d}_I були ортогональні, тобто їх скалярний добуток був би рівний нулю: $\bar{s} \cdot \bar{d}_I = 0$.

Якщо такий момент часу існує на деякому тимчасовому інтервалі передбачуваного проведення зйомки, тобто $t_i \in [t_{\min}, t_{\max}]$, то для обчислення значення σ діятимемо таким чином. Зайдемо вектор \bar{d}_I в системі координат PQS за його проекціями в інерціальній системі координат

де

$$A_{PQS \rightarrow I} = \begin{bmatrix} x_p & x_q & x_s \\ y_p & y_q & y_s \\ z_p & z_q & z_s \end{bmatrix} \text{ -- матриця переходу з системи координат } PQS \text{ в}$$

інерціальну систему координат I .

Тоді

$$\bar{d}_{PQS} = \begin{bmatrix} d_p \\ d_q \\ d_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\sigma) & \sin(\sigma) & 0 \\ -\sin(\sigma) & \cos(\sigma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Припустимо, що відхилення осі візуування сканера від напряму на надір здійснюється виключно лише в площині обертання сканера навколо осі обертання його дзеркала. Тоді кути $\alpha = \beta = 0$, а $\sigma = \arctan \frac{-d_q}{d_p}$.

При цьому повинна виконуватися умова $-\sigma_{\max} \leq \sigma \leq \sigma_{\max}$.

Знаючи значення t_i і σ , можна обчислити координати знімка x і y для пікселя, що відображує цю фізичну точку поверхні Землі на знімку ДЗЗ:

$$x = \text{int} \left[\frac{\sigma + \sigma_{\max}}{\sigma_h} \right],$$

$$y = \text{int} \left[\frac{t_i - t_{\min}}{t_h} \right],$$

де σ_h - крок дескриптивизації значень кута σ ;

t_h - інтервал часу повного періоду сканування (формування лінії розгортки);

$\text{int}[H]$ - функція вилучення цілої частини з деякого числа .

Ієрархічне представлення трикутників

Для аналізу взаємного розташування “навігаційних сигналів” на одержаному і еталонному знімках необхідно сформувати класифікатор. В якості спостерігаємих ознак, що піддаються класифікації, передбачається використовувати параметри трикутника, що утворюється довільною трійкою точок, виділених на зображені.

У зв'язку з цим представимо простір можливих трикутників на площині.

Позначатимемо кути трикутника згідно співвідношень між ними: $\alpha \geq \beta \geq \gamma$. Позначимо протилежні їм сторони трикутника, a , b і c . Тоді для сторін виконуватиметься співвідношення $a \geq b \geq c$. Масштабом трикутника називатимемо значення найбільшої із сторін: $k = a$.

У такому разі, оскільки, простір всіх можливих трикутників для деякого масштабу k можна представити на площині у вигляді області (Рис.2), ранжируючи їх кути.

Таким чином, для опису довільного трикутника ми маємо три ознаки α , β і k .

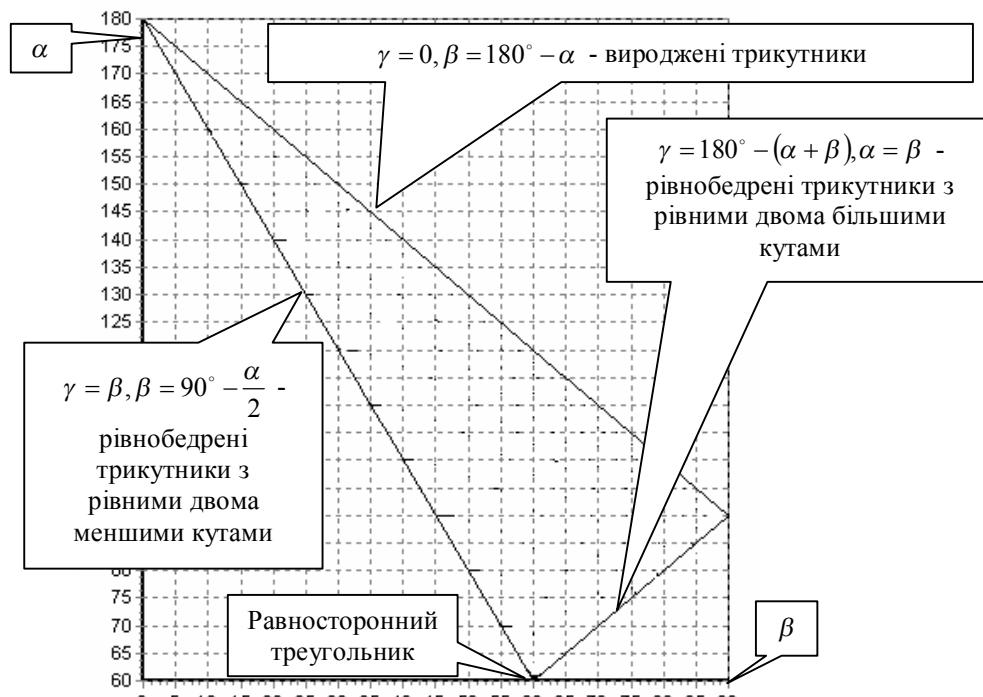


Рисунок 2.

Запишемо вирази інших параметрів трикутника через ці ознаки. Тоді висота трикутника h_a до сторони a і проекція b_a сторони b на сторону a (Рис.3) будуть мати вигляд:

$$h_a = b \cdot \sin(\gamma) = k \cdot \frac{\sin(\beta)}{\sin(\alpha)} \cdot \sin(\alpha + \beta) = k \cdot \left[\frac{\sin(2 \cdot \beta)}{2} + \frac{\sin^2(\beta)}{\tan(\alpha)} \right] \quad (1)$$

$$b_a = \frac{h_a}{\tan(\gamma)} = -\frac{h_a}{\tan(\alpha + \beta)} = -k \cdot \frac{\sin(\beta)}{\sin(\alpha)} \cdot \cos(\alpha + \beta) = k \cdot \left[\sin^2(\beta) - \frac{\sin(2 \cdot \beta)}{2 \cdot \tan(\alpha)} \right]$$

При цьому $h_a^{\min} \leq h_a \leq h_a^{\max}$ і $b_a^{\min} \leq b_a \leq b_a^{\max}$
де

$$h_a^{\max} = k \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{3}\right), \quad h_a^{\min} = k \cdot \sin(\pi) = 0, \quad (2)$$

$$b_a^{\max} = k, \quad b_a^{\min} = k/2.$$

Враховуючи співвідношення (1) і (2), перетворимо область можливих трикутників з простору (α, β, k) в простір (h_a, b_a, k) (Рис.4).

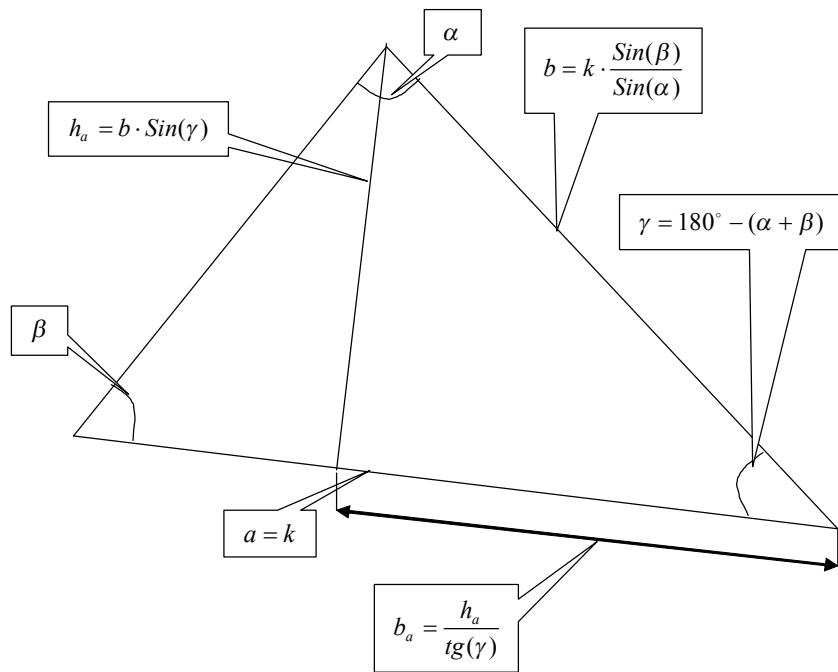


Рисунок 3.

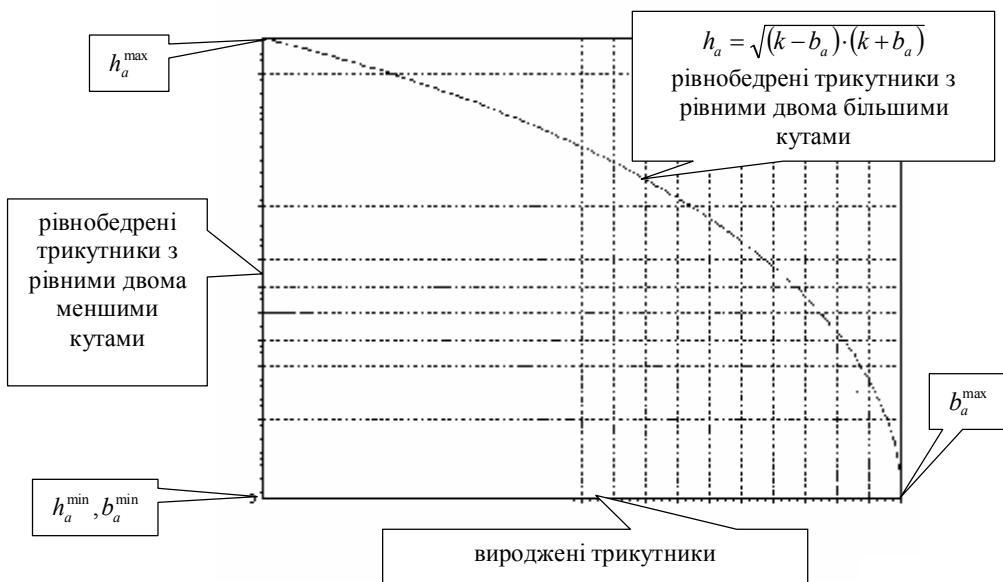


Рисунок 4

Простір (h_a, b_a, k) є перетином простору множини трикутників для деякого значення k .

Таким чином, на основі трьох параметрів h_a , b_a і k можна описати будь-який можливий трикутник.

Побудова класифікатора випадкових трикутників

Для ідентифікації різновиду трикутника скористаємося елементами статистичної теорії розпізнавання образів [3].

Припустимо що точки, які наносить оператор на знімку ДЗЗ в якості “навігаційних сигналів”, наносяться з випадковою помилкою розподіленої по двовимірному нормальному закону розподілу з нульовим вектором математичного очікування і коваріаційною матрицею $(\sigma')^2 \cdot I$, де I – одинична матриця.

Як показали результати числового експерименту, погрішності завдання вершин трикутника викликають незалежні випадкові відхилення величин h_a , b_a і k , які мають нормальній розподіл з нульовим математичним очікуванням і среднеквадратическими відхиленнями σ_h , σ_b і σ_k відповідно:

$$\begin{aligned}\sigma_h &= 0.92 + 3.18 \cdot \sigma' \\ \sigma_b &= 0.94 + 3.71 \cdot \sigma' \\ \sigma_k &= 0.80 + 3.89 \cdot \sigma'\end{aligned}\quad (3)$$

Побудуємо класифікатор на базі Байесовського вирішального правила, що мінімізує помилку класифікації [3].

Позначимо

$X = \begin{bmatrix} h_a \\ b_a \\ k \end{bmatrix}$ - вектор параметрів трикутника;

ω_i - i -й клас трикутників;

$p(X/\omega_i)$ - умовна щільність розподілу випадкового вектора X при класифікації трикутника класу ω_i ;

$P(\omega_i)$ - вірогідність спостереження трикутника, що належить класу ω_i .

Тоді для відношення вірогідності одержимо

$$l(X) = \frac{p(X/\omega_i)}{p(X/\omega_j)} \geq \frac{P(\omega_i)}{P(\omega_j)} \quad (4)$$

за умови $X \in \omega_i$, інакше $X \in \omega_j$.

Логарифмування (4) призводе до лінеарізації класифікатора

$$-\ln l(X) = -\ln p(X/\omega_i) + \ln p(X/\omega_j) \geq \ln \left(\frac{P(\omega_i)}{P(\omega_j)} \right) \quad (5)$$

Представимо умовну щільність вірогідності $p(X/\omega_i)$, як щільність нормального розподілу з математичним очікуванням M_i (центр класу ω_i) і

коваріаційною матрицею $\Sigma_i = \begin{bmatrix} \sigma_h^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_b^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_k^2 \end{bmatrix}$, тобто $p(X/\omega) = N(M_i, \Sigma_i)$. Але

оскільки σ_h , σ_b і σ_k не залежать від типу трикутника, то $\Sigma_i = \Sigma_j = \Sigma$ для всієї множини класів $\{\omega_i\}$.

Для максимального спрощення функції класифікатора сформуємо декорелююче перетворення [3] як

$$\begin{aligned} Y &= \Lambda^{-\frac{1}{2}} \cdot \Phi^T \cdot X \\ K &= \Lambda^{-\frac{1}{2}} \cdot \Phi^T \cdot \Sigma \cdot \Phi \cdot \Lambda^{-\frac{1}{2}} = I \end{aligned}$$

де $\Lambda^{-1} = \left(\Lambda^{-\frac{1}{2}} \right)^2$, Λ - діагональна матриця особистих чисел матриці Σ ;

Φ - матриця особистих векторів матриці Σ (де $\Sigma = \Phi^T \cdot \Lambda \cdot \Phi = \Phi^T \cdot \Lambda^{\frac{1}{2}} \cdot \Lambda^{\frac{1}{2}} \cdot \Phi$).

З урахуванням сказаного, класифікатор (5) прийме вигляд

$$\|Y - R_i\|^2 - \|Y - R_j\|^2 \leq 2 \cdot \ln \left(\frac{P(\omega_i)}{P(\omega_j)} \right) \text{ при } Y \in \omega_i, \text{ інакше } Y \in \omega_j; \quad (6)$$

де $R_i = \Lambda^{\frac{1}{2}} \cdot \Phi^T \cdot M_i$ - математичне очікування розподілу умовної випадкової величини Y/ω_i .

Надалі, вважатимемо можливість появи будь-якого класу трикутників рівновірогідною, тобто $P(\omega_i) = P(\omega_j)$.

Тоді класифікатор (6) прийме вигляд

$$\|Y - R_i\|^2 \leq \|Y - R_j\|^2 \text{ при } Y \in \omega_i, \text{ або інакше } Y \in \omega_j. \quad (7)$$

Співвідношення (7) є класифікатором, заснованим на обчисленні відстані. Такий класифікатор має велими просте геометричне трактування: випадковий вектор відносять до того класу, до центру якого він ближче знаходиться.

Ідентифікація крапки як елементу складного об'єкту

Для ідентифікації точки знімка ДЗЗ (зображення А) по аналогічних точках еталонного знімка (зображення В) одержимо наступний алгоритм.

1. Нанесення на зображення А точок, що відносяться до наперед заданого типу “навігаційних сигналів” і формування множини “навігаційних сигналів” \mathcal{A} .
2. Нанесення на зображення В точок, що відносяться до такого ж типу “навігаційних сигналів”, на основі інформації бази даних, а також априорної інформації про час зйомки і параметри руху космічного апарату ДЗЗ, застосувавши моделювання процесу зйомки. Формування множини “навігаційних сигналів” \mathcal{B} .
3. Формування множини трикутників зображення А і зображення В, утворених різними трійками точок (множини F_A і F_B).
4. На підставі трикутників множини F_B сформувати систему класів. Для цього достатньо в якості R_i прийняти $Y_i (X_i \in F_B)$. Далі доцільно ущільнити систему одержаних класів за правилом: якщо $\|R_i - R_j\|^2 \leq 2$, то класи ω_i і ω_j об'єднуються в один клас ω_s з математичним очікуванням $R_s = 0.5 \cdot (R_i + R_j)$.
5. Згідно сформованої системи класів провести класифікацію елементів множин F_A і F_B .
6. Сформувати підмножину $F_{Ai} \subset F_A$, утворену трикутниками множини F_A , для яких i -а точка з множини \mathcal{A} є однією з вершин.
7. Знайти таку j -у точку з множини \mathcal{B} , яка є однією з вершин трикутників, що формують підмножину $F_{Bj} \subset F_B$, для якої виконується умова $\max F = F_{Ai} \cap F_{Bj}$.
8. Повторити пункти 6 і 7 для всіх точок множини \mathcal{A} .
9. Сформувати підмножину $F_{Bj} \subset F_B$, утворену трикутниками множини F_B , для яких j -а точка з множини \mathcal{B} є однією з вершин.
10. Знайти таку i -у точку з множини \mathcal{A} , яка є однією з вершин трикутників тих, що формують підмножину $F_{Ai} \subset F_A$, для якої виконується умова $\max F = F_{Ai} \cap F_{Bj}$.
11. Повторити пункти 10 і 11 для всіх точок множини \mathcal{B} .

Пункти 7-11 дозволяють сформувати систему відносин між точками множин \mathcal{A} і \mathcal{B} (Рис.5).

12. Елементи множин \mathcal{A} и \mathcal{B} , що відносяться як “один до одного” приймаються за ідентичні.

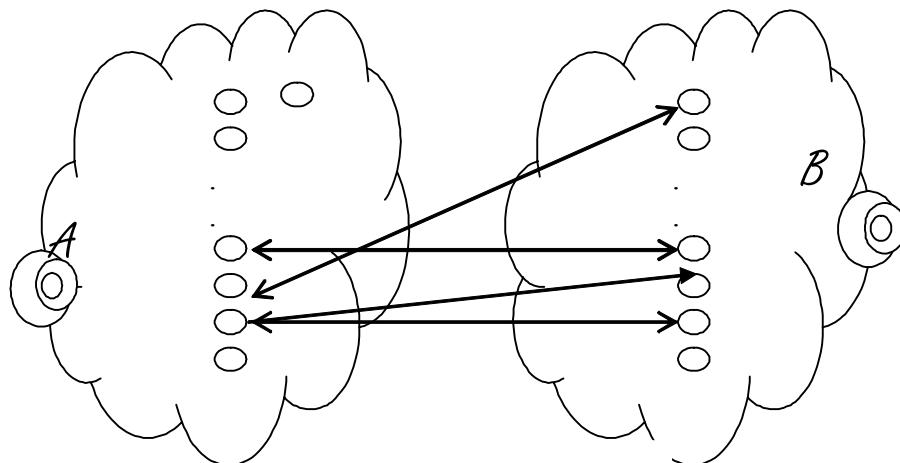


Рисунок 5.

По закінченню ідентифікації точок привласнити точкам множини \mathcal{A} відповідні геодезичні координати на основі інформації про ідентичних їм точки з множини \mathcal{B} .

Результати числового експерименту

Для підтвердження працездатності описаного алгоритму було проведено геокодування чотирьох знімків ДЗЗ, зроблених сканерами типу AVHRR3, встановлених на космічних аппаратах серії NOAA [2]. На всіх чотирьох було виділено близько двадцяти “навігаційних сигналів”. Більше 80% виділених точок було розпізнано вірно на основі каталогового матеріалу. Решта точок, як правило, не ідентифікувалася. І лише в одному з випадків мала місце помилкова ідентифікація.

Висновки і рекомендації

Запропонований алгоритм дозволяє частково автоматизувати процес геокодування знімків ДЗЗ. До того ж цей алгоритм простий в програмній реалізації і не вимагає організації складних обчислювальних процесів.

Але, слід зазначити, що із зростанням точок, що ідентифікуються, обчислювальний процес стає тривалишим. Це пов'язано із зростанням кількості утворюваних трійками точок трикутників. Якщо позначити через n -кількість точок, m -кількість трикутників, то

$$m(n) \approx \frac{n \cdot (n-1) \cdot (n-2)}{2^3}.$$

У зв'язку з цим, пропонується зображення А і В розбивати на деякі області, що містять кількість точок, яка не перевищує деякого n_{opt} .

Література

- [1] Ганжа А.П. “Використання знімків дистанційного зондування Землі для розв’язання задачі навігації космічних апаратів”, Наукові вісті НТУУ “КПІ” №5, 2005г.
- [2] NOAA KLM USER'S GUIDE. Appendix I.2.
- [3] (http://www.uriit.ru/japan/Our_Resources/Books/NOAA/klm/html/i/app-i2.htm)
- [4] Фукунага К. “Введение в статистическую теорию распознавания образов”, М: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979, 368 стр.

МЕТОД АВТОМАТИЧНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ТА ВРАХУВАННЯ
ЗАЛИШКОВОЇ ДЕВІАЦІЇ ІНДУКЦІЙНОГО КОМПАСА

О.І.Нестеренко, Ю.І.Денисенко

ТОВ «Інналабс ЮА», Київ, Україна

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», Київ, Україна

METHOD FOR AUTOMATIC DETERMINATION AND
CONSIDERATION
OF RESIDUAL DEVIATION IN A FLUXGATE COMPASS

O.Nesterenko, Yu.Denisenko

«Innalabs UA», Kiev, Ukraine

National Technical University of Ukraine

“Kiev Polytechnical Institute”, Kiev, Ukraine

Безвідмовність магнітного компаса є однією із найважливіших характеристик в системах орієнтації, до складу яких входить магнітометричний блок. Однак його робота може бути порушенена наявними поблизу магнітними полями, що спричиняються оточуючими феромагнітними матеріалами. У магнітному відношенні такі матеріали можна розділити на дві категорії – м'яке та тверде залізо. М'яке у магнітному відношенні залізо в полі Землі має індуктивний (тимчасовий) магнетизм. При зміні курсу об'єкта елементи з м'якого матеріалу перемагнічуються, а при відсутності зовнішнього (намагнічуючого) поля втрачають свій магнетизм. Тверде у магнітному відношенні залізо має постійну намагніченість та не залежить від курсу об'єкта й стабільно зберігається впродовж тривалого часу. При користуванні магнітним компасом для визначення істинного магнітного курсу при вимірюваному компасному необхідно враховувати девіацію, що спричиняється наявністю твердого та м'якого заліза. Відомі способи усунення девіації дозволяють знизити її до прийнятних величин. Для компенсації залишкової девіації в деяких індукційних компасах (наприклад, в компасі "Аврал", ЦНИІ "Електроприбор" [1]) передбачений девіаційний пристрій, як у звичайних магнітних компасах. В інших курсовказувачах (наприклад, DMC-SX фірми Vectronix AG [2]) немає компенсаційних елементів. В такому компасі передбачений спеціальний електронний пристрій для автоматичного визначення та урахування залишкової девіації. У принцип його роботи покладено методику калібрування по еліпсу, що широко застосовується на морських суднах та інших об'єктах, на яких встановлено двохосний магнітометричний датчик. Недоліком такої методики є її обмеженість у застосуванні, оскільки при відхиленні вимірювальних осей блоку магнітометрів

від площини горизонту виникає кренова та тангажна девіація. Для боротьби з ними застосовують додаткові пристрої (наприклад, додаткові компенсатори або гіростабілізуючі платформи), які ускладнюють конструкцію та стають додатковими джерелами магнітних збурень.

У даній роботі розроблений метод автоматичного визначення та урахування залишкової девіації індукційного компаса шляхом калібрування по еліпсоїду, який може застосовуватись на об'єктах, на яких встановлено трьохосний магнітометричний датчик. Суть методу можна пояснити за допомогою рівнянь Пуассона:

$$X' = X + a \cdot X + b \cdot Y + c \cdot Z + P$$

$$Y' = Y + d \cdot X + e \cdot Y + f \cdot Z + Q$$

$$Z' = Z + g \cdot X + h \cdot Y + k \cdot Z + R$$

де X', Y', Z' – виміряні магнітометричним блоком напруженості магнітного поля; X, Y, Z – проекції вектора напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) на осі географічної системи координат; $aX, bY, cZ, dX, eY, fZ, gX, hY, kZ$ – складові, зумовлені впливом магніто-м'якого заліза, а P, Q, R – складові, зумовлені впливом магніто-твердого заліза.

Оскільки

$$X = T \cdot \cos(i) \cdot \cos(k)$$

$$Y = T \cdot \cos(i) \cdot \sin(k)$$

$$Z = T \cdot \sin(i)$$

де T – модуль вектора напруженості МПЗ, i – кут магнітного нахилу, k – магнітний курс об'єкта, то

$$\begin{aligned} X' + Y' + Z' &= T \cdot (1 + a + d + g) \cdot \cos(i) \cdot \cos(k) + T \cdot (1 + b + e + h) \cdot \cos(i) \cdot \sin(k) + \dots \\ &\dots + T \cdot (1 + c + f + h) \cdot \sin(i) + P + Q + R \end{aligned}$$

Отриманий вираз геометрично інтерпретується як рівняння еліпсоїда, де i, k – параметри; $T \cdot (1 + a + d + g), T \cdot (1 + b + e + h), T \cdot (1 + c + f + h)$ – півосі; P, Q, R – координати центра еліпсоїда.

Метод калібрування магнітометрів по еліпсоїду полягає у перетворенні рівняння еліпсоїда, що у загальному випадку має вигляд

$$\begin{aligned} a_{11} \cdot X^2 + a_{22} \cdot Y^2 + a_{33} \cdot Z^2 + 2 \cdot a_{12} \cdot X \cdot Y + 2 \cdot a_{23} \cdot Y \cdot Z + 2 \cdot a_{31} \cdot Z \cdot X + \dots \\ \dots + 2 \cdot a_1 \cdot X + 2 \cdot a_2 \cdot Y + 2 \cdot a_3 \cdot Z + d = 0 \end{aligned}$$

до рівняння сфери виду

$$X_k^2 + Y_k^2 + Z_k^2 - R^2 = 0$$

яке характеризує відкалибровані сигнали магнітометрів без збурюючих факторів.

Невідомі коефіцієнти еліпсоїда можуть бути визначені шляхом вимірювання проекцій вектора напруженості магнітного поля на осі магнітометрів X_i, Y_i, Z_i при різних положеннях об'єкта. Тоді

$$\begin{bmatrix} X_1^2 & Y_1^2 & Z_1^2 & 2 \cdot X_1 \cdot Y_1 & 2 \cdot Y_1 \cdot Z_1 & 2 \cdot Z_1 \cdot X_1 & 2 \cdot X_1 & 2 \cdot Y_1 & 2 \cdot Z_1 \\ X_2^2 & Y_2^2 & Z_2^2 & 2 \cdot X_2 \cdot Y_2 & 2 \cdot Y_2 \cdot Z_2 & 2 \cdot Z_2 \cdot X_2 & 2 \cdot X_2 & 2 \cdot Y_2 & 2 \cdot Z_2 \\ \vdots & \vdots \\ X_n^2 & Y_n^2 & Z_n^2 & 2 \cdot X_n \cdot Y_n & 2 \cdot Y_n \cdot Z_n & 2 \cdot Z_n \cdot X_n & 2 \cdot X_n & 2 \cdot Y_n & 2 \cdot Z_n \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_{11} \\ a_{22} \\ a_{33} \\ a_{12} \\ a_{23} \\ a_{31} \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -d \\ -d \\ \vdots \\ -d \end{bmatrix}$$

де n - номер положення, або у матричному виді

$$M \cdot A = D$$

Приймаючи $d = 1$, шукані коефіцієнти визначаються за методом найменших квадратів:

$$A = (M \cdot M^T)^{-1} \cdot M^T \cdot D$$

Перехід від еліпсоїда до сфери здійснюється у 3 етапи.

Eman 1. Перенесення центру еліпсоїда до початку координат. Зв'язок між початковою і перенесеною системами координат (СК) забезпечується рівністю

$$\begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \\ Z_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}$$

В СК $OX_pY_pZ_p$ рівняння еліпсоїда приймає вид

$$b_{11} \cdot X_p^2 + b_{22} \cdot Y_p^2 + b_{33} \cdot Z_p^2 + 2 \cdot b_{12} \cdot X_p \cdot Y_p + 2 \cdot b_{23} \cdot Y_p \cdot Z_p + 2 \cdot b_{31} \cdot Z_p \cdot X_p + d_1 = 0$$

Нові коефіцієнти, а також X_0, Y_0, Z_0 знаходяться виходячи з того факту, що в перенесеній СК відсутні складові $2 \cdot b_1 \cdot X_p, 2 \cdot b_2 \cdot Y_p, 2 \cdot b_3 \cdot Z_p$, оскільки вони відповідають за зміщення.

Eman 2. Поворот осей еліпсоїда для усунення складових, що містять попарні добутки. Зв'язок між попередньою і повернутою СК забезпечується рівністю

$$\begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha \cdot \cos\gamma - \sin\alpha \cdot \sin\beta \cdot \sin\gamma & -\sin\alpha \cdot \cos\beta & \cos\alpha \cdot \sin\gamma + \sin\alpha \cdot \sin\beta \cdot \cos\gamma \\ \sin\alpha \cdot \cos\gamma + \cos\alpha \cdot \sin\beta \cdot \sin\gamma & \cos\alpha \cdot \cos\beta & \sin\alpha \cdot \sin\gamma - \cos\alpha \cdot \sin\beta \cdot \cos\gamma \\ -\cos\beta \cdot \sin\gamma & \sin\beta & \cos\beta \cdot \cos\gamma \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \\ Z_p \end{bmatrix}$$

де α, β, γ – кути Ейлера-Крилова, які знаходяться аналогічно до попередніх коефіцієнтів, виходячи з умови, що в СК $OX_rY_rZ_r$ рівняння еліпсоїда прийме вигляд

$$c_{11} \cdot X_r^2 + c_{22} \cdot Y_r^2 + c_{33} \cdot Z_r^2 + d_3 = 0$$

Eman 3. Масштабування осей еліпсоїда для приведення рівняння еліпсоїда до виду

$$X_s^2 + Y_s^2 + Z_s^2 + d_4 = 0$$

У цьому випадку зв'язок між двома СК забезпечується рівністю

$$\begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{|c_{11}|} & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{|c_{22}|} & 0 \\ 0 & 0 & \sqrt{|c_{33}|} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix}$$

Отримані в результаті сигнали магнітометрів X_s, Y_s, Z_s уже не містять похибок від збурень магнітом'якого та магнітотвердого заліза, а їх зв'язок із невідкалібруваними сигналами можна представити рівністю

$$\begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_{11} & t_{12} & t_{13} \\ t_{21} & t_{22} & t_{23} \\ t_{31} & t_{32} & t_{33} \end{bmatrix} \cdot \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} \right)$$

Знайдені таким чином сумарні коефіцієнти зберігаються, а під час роботи магнітометричних датчиків забезпечують урахування залишкової девіації.

Дана методика була реалізована на практиці в одній із систем орієнтації, що розроблюються компанією Innalabs, і показала позитивні результати.

Наявність м'якого та твердого заліза була зімітована за допомогою магнітів, які були прикріплені до системи орієнтації. Як результат, перевірка точності вимірювання магнітного азимута показала великі похибки (див. рис.1), а отже і неможливість використання такої системи орієнтації для отримання правильної інформації.

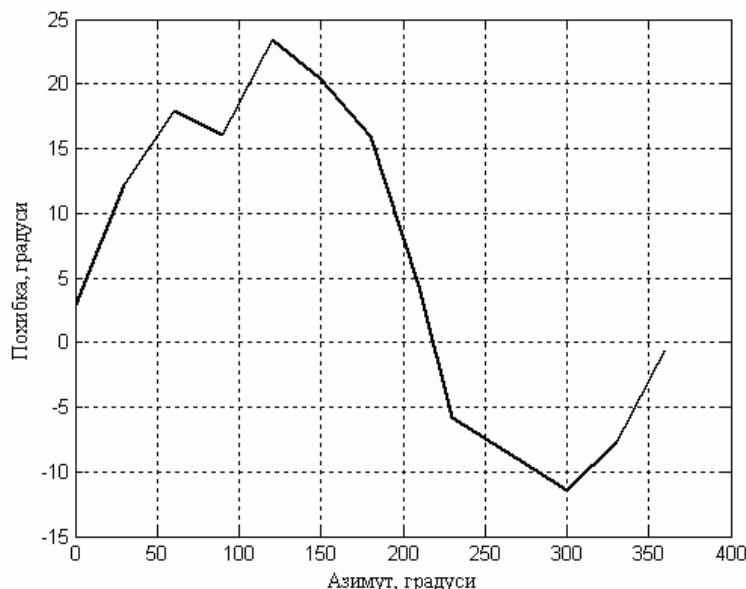


Рисунок 1. Похибка визначення магнітного азимуту у присутності магнітом'якого та магнітотвердого заліза

Після проведення за викладеною вище методикою калібрування магнітного азимута значно зменшилась (див. рис.2).

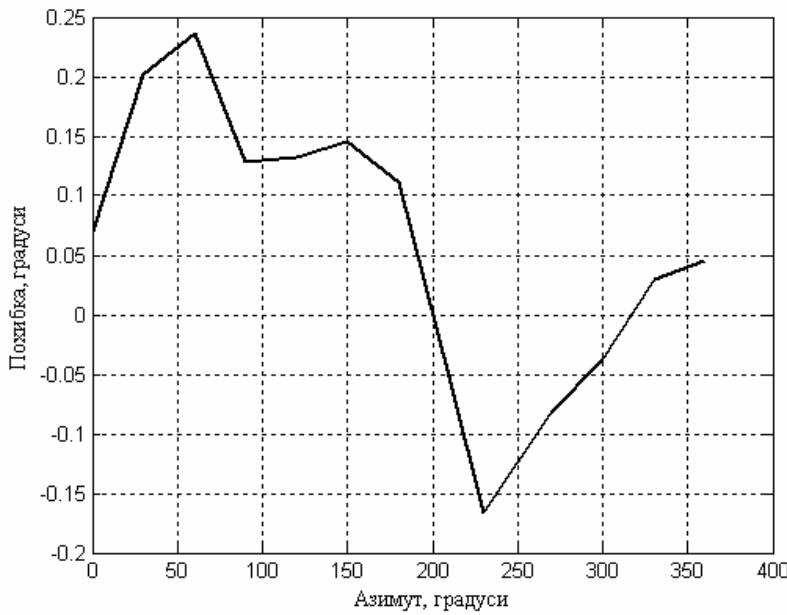


Рисунок 2. Похибка визначення магнітного азимуту після калібрування

Таким чином, запропонована методика усунення впливу м'якого і твердого у магнітному відношенні заліза дозволяє істотно підвищити точність визначення азимуту при розміщенні магнітометричних систем орієнтації на об'єктах, які мають деталі корпусу або інші елементи з феромагнітних матеріалів.

Бібліографічний список

- [5] Воронов В.В., Григорьев Н.Н., Яловенко А.В., «Магнитные компасы. Теория, конструкция и девиационные работы», Учебное пособие. — СПб.: "Элмор", 2004, 192 с.
- [6] DMC-SX Digital Magnetic Compass – Operator Manual. Leica Vectronix AG, Switzerland.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ
ОРИЕНТАЦИИ С НАБЛЮДАЮЩИМ УСТРОЙСТВОМ В КОНТУРЕ
КОРРЕКЦИИ

В.В.Цисарж, О.И.Нестеренко, Н.Ю.Сергиенко

ООО «Инналабс ЮА», Киев, Украина,
Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
Киев, Украина

DYNAMICS INVESTIGATION OF THE INERTIAL ORIENTATION
SYSTEM WITH OBSERVER IN FEEDBACK CORRECTION LOOP

V. Tsisarzh, O. Nesterenko, N. Sergienko

«Innalabs UA», Kiev, Ukraine
National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine

Введение

Точное определение угловой ориентации подвижного объекта традиционно требуется в таких отраслях техники как авиация и космонавтика, судоходство (надводное и подводное), а в последнее время – для робототехники, систем виртуальной реальности и ряда других применений. Наиболее часто эта задача решается с помощью гироинерциальных приборов и систем [1, 2]. Диапазон точностей таких приборов достаточно широкий – от относительно грубых пилотажных устройств до высокоточных инерциальных навигационных систем. Повышение точности измерения углов ориентации можно достичь, во-первых, путем использования прецизионных датчиков, что в свою очередь сопровождается значительным возрастанием стоимости и массогабаритных характеристик системы, а во-вторых – алгоритмически, не изменяя существующую конструкцию. В данной работе рассматривается второй подход, заключающийся в повышении точности системы ориентации путем оптимального оценивания ее ошибок.

Базовый алгоритм функционирования системы ориентации

При неограниченных углах поворота объекта в пространстве датчиками, необходимыми для определения углов ориентации объекта относительно плоскости горизонта, являются акселерометры. Ориентация объекта

относительно плоскости географического меридиана может быть определена прецизионными гироскопами (режим гирокомпасирования). Однако такие системы ориентации имеют достаточно большие массу, габариты, энергопотребление и очень высокую стоимость. В системах средней и низкой стоимости нет возможности применять прецизионные гироскопы, поэтому они дополняются магнитометрическими датчиками, позволяющими определять направление магнитного меридиана. Определение истинного курса осуществляется путем внесения поправок на магнитное склонение [2, 3].

К подобным системам относятся бесплатформенные системы ориентации (БСО), разрабатываемые компанией «Инналабс ЮА». Базовым набором датчиков являются трехосные блоки акселерометров, магнитометров и гироскопов – датчиков угловой скорости (ДУС). Определение текущей угловой ориентации объекта основывается на интегрировании угловой скорости, измеряемой блоком ДУС. Начальная выставка БСО осуществляется по данным измерений акселерометров и магнитометров, которые в дальнейшем используются для коррекции ДУС.

Рассмотрим задачу коррекции как задачу оптимального оценивания погрешностей БСО с целью их последующей компенсации. Рассмотрим только аддитивные погрешности датчиков – их смещения нулей и шумы измерения. Указанный выше базовый состав датчиков без привлечения внешней измерительной информации позволяет оценить только часть указанных погрешностей – смещения нулей ДУС. Смещения нулей акселерометров и магнитометров не могут быть оценены, так как являются единственными источниками позиционной информации об углах ориентации объекта относительно плоскости горизонта и в азимуте. Влияние шумов датчиков должно быть ослаблено за счет алгоритма оптимальной фильтрации сигналов.

Кроме перечисленных инструментальных погрешностей датчиков, к ошибкам БСО приводят также ускорения объекта при маневрировании и качке, возмущающие акселерометры как индикаторы горизонта, а также возмущения магнитного поля земли близлежащими ферромагнитными материалами и электромагнитными полями, которые искажают показания магнитометров как датчиков направления магнитного полюса. Указанные источники ошибок БСО не могут быть оценены без привлечения внешней информации, однако их влияние может быть существенно ослаблено такими известными способами как ограничение выходных сигналов акселерометров и магнитометров, использование нелинейных законов коррекции, автоматическое отключение коррекции при детектировании значимых ускорений или возмущений магнитного поля [2, 3]. Еще один из возможных вариантов борьбы с указанными источниками ошибок БСО приведен в данной работе.

В виду сказанного выше введем в состав вектора состояния ошибок БСО $X(t)$ следующие переменные:

- ошибки определения углов ориентации: $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$ – ошибки аналитического построения вертикали в БСО, $\Delta\varphi_z$ – ошибка определения направления меридиана;
- медленно меняющиеся смещения нулей трех ДУС, $m_{\omega x}$, $m_{\omega y}$, $m_{\omega z}$, описываемые винеровскими случайными процессами первого порядка типа случайных блужданий

$$X = [\Delta\varphi_x \ \Delta\varphi_y \ \Delta\varphi_z \ m_{\omega x} \ m_{\omega y} \ m_{\omega z}]^T. \quad (1)$$

Вектор измерений ошибок БСО может быть сформирован на основании выходных сигналов акселерометров и магнитометров. Спроектируем выходные сигналы акселерометров a_{x0} , a_{y0} , a_{z0} , измеренные в осях БСО, на оси географической системы координат $Oxyz$, в которой оси Ox и Oy лежат в плоскости горизонта и направлены соответственно на восток и север, ось Oz направлена вертикально вверх:

$$[a_x \ a_y \ a_z]^\circ = C [a_{x0} \ a_{y0} \ a_{z0}]^\circ. \quad (2)$$

Здесь C – матрица направляющих косинусов перехода от осей, связанных с БСО (а значит, и с объектом-носителем) к географической системе координат. Матрица C вычисляется в БСО.

Полагая ошибки определения угловой ориентации в БСО $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$ малыми, горизонтальные проекции кажущегося ускорения, измеряемого акселерометрами, можно записать в виде:

$$a_x = -g \Delta\varphi_y + \Delta a_x; \quad a_y = g \Delta\varphi_x + \Delta a_y, \quad (3)$$

где g – ускорение земной силы тяжести; Δa_x , Δa_y – погрешности акселерометров как индикаторов горизонта, которые включают собственно аддитивные погрешности акселерометров, а также горизонтальные проекции линейного ускорения движения объекта.

В результате вектор измерений ошибок БСО $Y(t)$ может быть сформирован в виде

$$Y = \begin{bmatrix} a_y/g \\ -a_x/g \\ (K_m - K) \cdot \cos\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin K \cdot \sin\theta & \cos K \cdot \cos\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varphi_x \\ \Delta\varphi_y \\ \Delta\varphi_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta a_y/g \\ \Delta a_x/g \\ \delta K \cdot \cos\theta \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где K, θ – углы курса и тангенса соответственно, вычисляемые в БСО; K_m – угол курса, измеряемый с помощью магнитометров; δK_m – ошибка определения угла курса магнитометрами.

Для оценки текущих значений вектора состояния ошибок БСО $X(t)$ (1) можно построить наблюдающее устройство на основе, например, оптимального фильтра Калмана (ОФК) [4]. Получаемые оценки вектора X посредством обратной связи используются для коррекции БСО:

- оценки смещений нулей ДУС $m_{\omega x}$, $m_{\omega y}$, $m_{\omega z}$ вычтутаются из выходных сигналов соответствующего ДУС;
- оценки ошибок $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$, $\Delta\varphi_z$ используются для коррекции и демпфирования ошибок определения углов ориентации БСО.

Исследование погрешностей системы ориентации с ОФК в контуре коррекции

Ввиду нелинейности уравнений определения оптимальных коэффициентов усиления ОФК [4] и большого размера вектора состояния (1) качественный анализ динамики замкнутой системы, образованной БСО с ОФК, вызывает большие затруднения. Поэтому, пренебрегая перекрестными связями между тремя каналами измерения углов ориентации, примем для качественного анализа упрощенную модель одного канала ориентации, например – определения угла тангажа θ .

В идеальном случае нахождение угла ориентации θ заключается в интегрировании сигнала ДУС:

$$\dot{\theta} = \omega_{oxo}. \quad (5)$$

Реальный выходной сигнал ДУС можно представить в виде трех составляющих:

$$\omega_{oxo}^{i\delta} = \omega_{oxo} + m_{\omega x} + \Delta\omega_{\theta\delta}, \quad (6)$$

где ω_{oxo} – полезная составляющая, т.е проекция угловой скорости объекта на ось чувствительности ДУС; $m_{\omega x}$ – медленно меняющееся смещение нуля ДУС, которое, как указывалось выше, представим в виде случайного блуждания, т.е. интеграла от белого шума,

$$\dot{m}_{\omega x} = w_2(t), \quad (7)$$

$\Delta\omega_{\theta\delta}$ – шум измерения ДУС.

Чтобы не допустить неограниченного нарастания ошибки при интегрировании реального выходного сигнала ДУС (6) используется коррекция ДУС по сигналу горизонтального акселерометра, который в идеале пропорционален углу отклонения $\Delta\theta$ вычисленного направления вертикали от ее истинного направления, как это обычно делается в гировертикалях [1, 3]:

$$\dot{\hat{\theta}} = \omega_{oxo}^{i\delta} - \varepsilon a_y/g = \omega_{oxo}^{i\delta} - \varepsilon(\Delta\theta + \Delta a_y/g). \quad (8)$$

Здесь $\hat{\theta}$ – оценка действительного значения угла тангажа θ ; ε – удельная скорость коррекции, выбираемая из условия обеспечения заданных динамических характеристик БСО; выражение для горизонтальной проекции кажущегося ускорения a_y взято из (3), где $\Delta\varphi_x = \Delta\theta$ для рассматриваемого одноканального варианта БСО. Отметим, что в выражении (8) учтен только один из возможных вариантов коррекции – пропорциональная.

Дополним традиционную для гировертикалей коррекцию по акселерометрам коррекцией по оценкам ошибки определения угла тангажа $\hat{\theta}$ и смещения нуля ДУС $\hat{m}_{\omega x}$, вычисляемым в ОФК, как было описано выше. В результате дифференциальное уравнение (8) для вычисления угла тангажа примет вид

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\theta}} &= \omega_{oxo}^{i\delta} - \varepsilon a_y/g - \hat{m}_{ox} - \varepsilon_0 \Delta\hat{\theta} = \\ &= (\omega_{oxo} + m_{ox} + \Delta\omega_{\theta\delta i}) - \hat{m}_{ox} - \varepsilon \Delta\theta - \varepsilon \Delta a_y/g - \varepsilon_0 \Delta\hat{\theta}\end{aligned}\quad (9)$$

где ε_0 – коэффициент коррекции по оценкам ОФК, выбираемый из условия обеспечения заданных динамических характеристик БСО.

С учетом выражений (5) и (9) уравнение ошибки БСО можно определить как:

$$\Delta\dot{\theta} = \dot{\hat{\theta}} - \dot{\theta} = -\varepsilon \Delta\theta + m_{ox} - \hat{m}_{ox} + \Delta\omega_{\theta\delta i} - \varepsilon_0 \Delta\hat{\theta} + \varepsilon \Delta a_y/g. \quad (10)$$

Запишем уравнения (7), (10) в матричном виде

$$\begin{aligned}\dot{X} &= A \cdot X + B \cdot U + G \cdot W \\ Y &= D \cdot X + V,\end{aligned}\quad (11)$$

где X – вектор состояния,

$$X = [\Delta\theta \quad m_{ox}]^T; \quad (12)$$

Y – вектор измерения, который по аналогии с (4) сформируем в виде

$$Y = a_y/g = \Delta\theta + \Delta a_y/g; \quad (13)$$

U – вектор корректирующих сигналов, формируемый по оценкам вектора состояния (12),

$$U = [\Delta\hat{\theta} \quad \hat{m}_{ox}]^T; \quad (14)$$

$W = [\Delta\omega_{\theta\delta i} \quad w_2(t)]^T$ – вектор случайных входных воздействий, V – вектор ошибок измерения, состоящий в данном случае из одной переменной – шума измерения акселерометра; A, B, G, D – соответствующие матрицы коэффициентов.

Уравнение оценивания вектора состояния оптимальным фильтром Калмана описывается выражением [4]:

$$\dot{\hat{X}} = A \cdot \hat{X} + B \cdot U + K \cdot (Y - D \cdot \hat{X}), \quad (15)$$

где \hat{X} – оценка вектора состояния, K – матричный оптимальный коэффициент усиления ОФК.

С учетом (11) и (15) уравнение для ошибки ОФК $\Delta\dot{\hat{X}} = \dot{\hat{X}} - X$ можно определить как:

$$\dot{\Delta\hat{X}} + (-A + K \cdot D) \cdot \Delta\hat{X} = -G \cdot W + K \cdot V. \quad (16)$$

Оптимальное значение коэффициента усиления K ОФК вычисляется на основе нелинейного матричного уравнения Риккати [4]. Однако ввиду невысокого порядка уравнений ОФК, равного двум, можно решить указанное уравнение аналитически для установившегося значения матрицы $K = [k_1 \quad k_2]^T$. Согласно метода Поттера-Басса [4] компоненты этой матрицы будут равны:

$$k_1 = \sqrt{2\sqrt{\frac{q_{22}}{r}} + \frac{q_{11}}{r}} - \varepsilon; \quad k_2 = \sqrt{\frac{q_{22}}{r}}, \quad (17)$$

где q_{11} – интенсивность шума ДУС $\Delta\omega_{uym}$; q_{22} – интенсивность порождающего белого шума $w_2(t)$ в модели (7); r – интенсивность шума акселерометра.

Запишем матричное уравнение (16) в скалярном виде системы дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned}\ddot{\Delta\theta} + k_1^*\dot{\Delta\theta} + k_2\Delta\hat{\theta} &= -\Delta\dot{\omega}_{\theta\dot{\theta}} + k_1^*\frac{\Delta\dot{a}_y}{g} - w_2(t) + k_2\frac{\Delta\dot{a}_y}{g}; \\ \ddot{\Delta\tilde{m}_{ox}} + k_1^*\dot{\Delta\tilde{m}_{ox}} + k_2\Delta\dot{\tilde{m}_{ox}} &= -\dot{w}_2(t) + k_2\frac{\Delta\dot{a}_y}{g} - k_1^*w_2(t) + k_2\Delta\omega_{\theta\dot{\theta}},\end{aligned}\quad (18)$$

где $k_1^* = k_1 + \varepsilon = \sqrt{2\sqrt{\frac{q_{22}}{r}} + \frac{q_{11}}{r}}$.

Система уравнений (18), (17) позволяет проанализировать точность оценивания в ОФК погрешности БСО в определении угла ориентации θ и смещения нуля ДУС m_x , а также динамические свойства БСО с ОФК в цепи коррекции.

В приведенной ниже табл.1 сведены составляющие погрешности БСО, вызванные различными возмущениями, входящими в правую часть уравнений (18).

Таблица 1. Расчет точности БСО с ОФК в цепи коррекции

Причина погрешности	Величина погрешности БСО
Постоянное смещение нуля ДУС ($w_2(t) = 0$)	$\Delta\theta = 0$
Тренд нуля ДУС ($w_2(t) = const$)	$\Delta\theta = \frac{1}{k_2}$
Белый шум измерения ДУС $\Delta\omega_{\theta\dot{\theta}}$ с интенсивностью q_{11}	$\sigma_{\theta}^{\Delta\omega_{\theta\dot{\theta}}} = \sqrt{\frac{q_{11}}{2k_1}}$
Постоянное смещение нуля акселерометра ($\Delta a_y = const$)	$\Delta\theta = \frac{\Delta a_y}{g}$
Белый шум измерения акселерометра Δa_y с интенсивностью r	$\sigma_{\theta}^{\Delta a_y} = \sqrt{\frac{r \cdot (k_1^2 + k_2)}{2k_1}}$ $\Delta\theta = 1 - \left[\frac{2 \cdot k_2}{m^2 - k_1 \cdot m} + 1 \right] \cdot e^{\frac{(-k_1 + m)t}{2}} -$ $- \left[\frac{2 \cdot k_2}{m^2 - k_1 \cdot m} + 1 \right] \cdot e^{\frac{(-k_1 - m)t}{2}},$ $m = \sqrt{k_1^2 - 4k_2}$
Влияние равноускоренного движения	

Как видно из табл.1, точность оценивания фильтром Калмана углов ориентации напрямую зависит от характеристик датчиков, используемых в БСО. В системах, использующих пропорциональную коррекцию по акселерометрам и магнитометрам, постоянное смещение нуля ДУС приводит к установившейся ошибке угла ориентации, а медленно меняющееся смещение нуля – к нарастающей во времени ошибке [3]. Использование ОФК в цепи

коррекции позволяет убрать ошибку, вызванную постоянным смещением нуля ДУС и свести ее к установленной величине при наличии тренда нуля ДУС.

Следующие результаты, полученные на одной из БСО разработки компанией «Инналабс ЮА», демонстрируют эффективность уменьшения ошибок БСО с ОФК в контуре коррекции. На рис.1 показаны вычисленные в БСО значения угла тангажа при условии, что БСО была закреплена неподвижно в горизонтальной плоскости. Линия 1 показывает угол тангажа при использования пропорциональной коррекции, при этом за время измерения 60 с погрешность определения угла достигла 0,08 град. Анализ результатов испытаний показал, что основной вклад в эту ошибку внес тренд смещения нуля ДУС. В случае же использования алгоритма ОФК (линия 2) данная погрешность отсутствует, что подтверждает проведенные ранее расчеты.

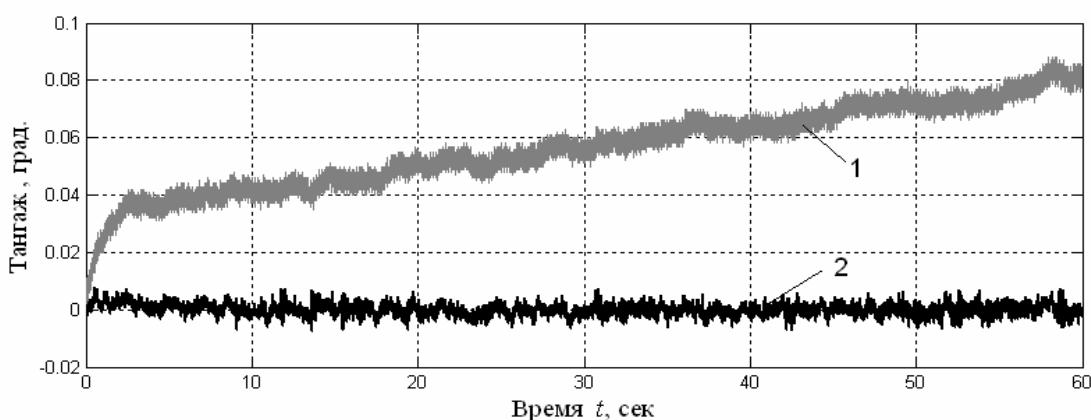


Рисунок 1. Эффективность определения угла ориентации в БСО с ОФК в контуре коррекции

Основным недостатком систем ориентации, построенных с использованием акселерометров и магнитометров, является большая чувствительность к линейным ускорениям объекта и возмущениям магнитного поля Земли при движении вблизи объектов, содержащих ферромагнитные материалы. Для существенного уменьшения ошибок БСО, вызванных подобными возмущениями, предлагается использовать динамическую подстройку коэффициентов ОФК по величине его невязки $Y(t) - D \cdot \hat{X}(t)$. При возникновении ускорений объекта или возмущений окружающего БСО магнитного поля невязка ОФК будет отличаться от расчетного значения, поскольку указанные возмущения не входят в модель ошибок БСО (11), которая оценивается в ОФК. Если один из элементов невязки фильтра превышает заданное пороговое значение, то в процедуре ОФК дисперсию шумов измерения по каналу данной невязки принимают увеличенной на несколько порядков, таким образом искусственно «зашумляя» измерения и автоматически понижая соответствующие коэффициенты усиления ОФК. Тем самым существенно снижается реакция ОФК на ускорения объекта и возмущения магнитного поля.

На рис.2 показаны вычисленные в БСО значения угла тангажа во время горизонтального движения объекта с ускорением, а на рис.3 – угол курса при возмущении магнитного поля. Линией 1 обозначены углы, определенные БСО без использования динамической подстройки коэффициентов фильтра, а линией 2 – с использованием предложенной динамической подстройки.

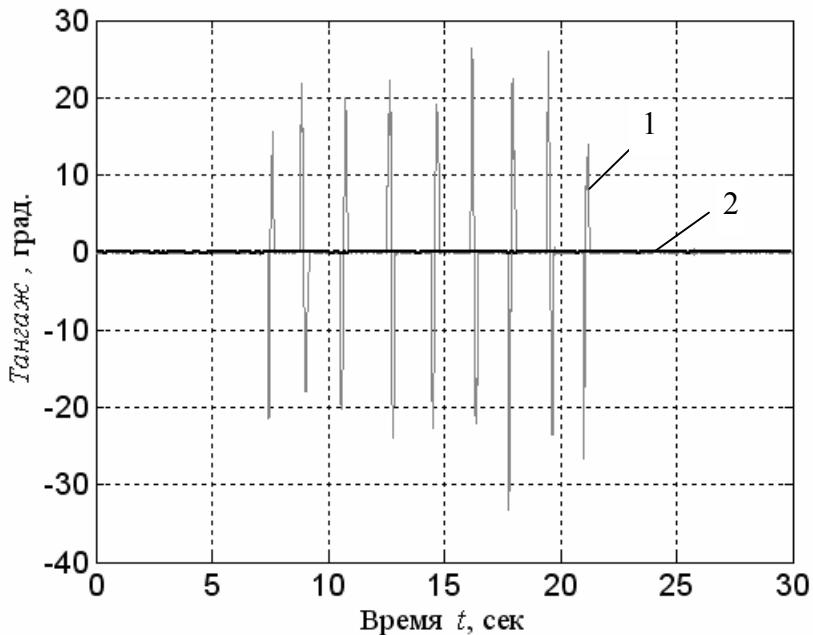


Рисунок 2. Изменение вычисленного угла тангажа при ускорениях объекта

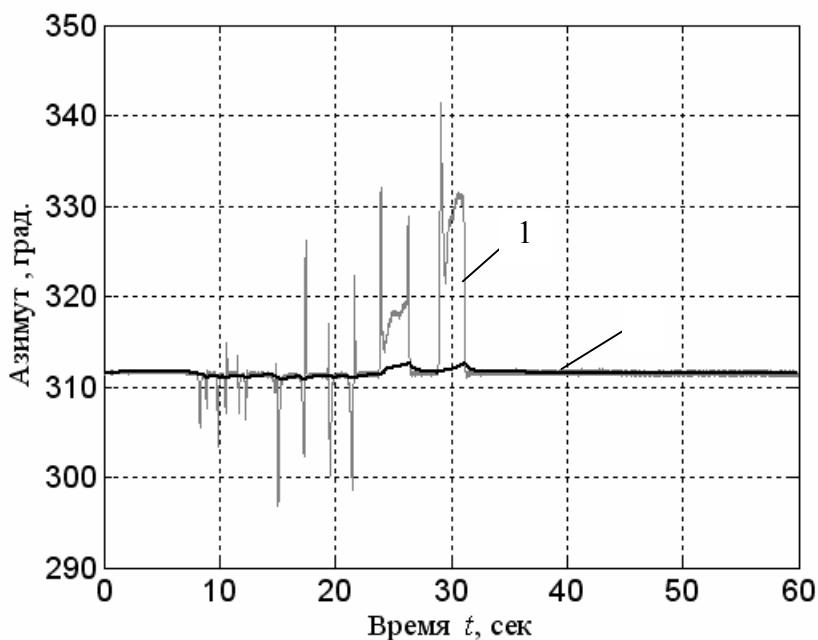


Рисунок 3. Изменение вычисленного угла курса при возмущении окружающего магнитного поля

Как свидетельствуют экспериментальные данные, представленные на рис.2 и рис.3, использование предложенной динамической подстройки

коэффициентов ОФК позволяет существенно уменьшить ошибки БСО: так, при быстрых ускорениях объекта до 1g, ошибка БСО в определении угла тангажа уменьшилась с примерно 20° до $0,5^\circ$, а при кратковременных возмущениях магнитного поля до 0,2 Гаусса – с 20° до 1° .

Выводы

Результаты проведенных исследований показали эффективность введения наблюдающего устройства в контур обратной связи БСО с целью оценивания ошибок углов ориентации и дрейфов ДУС для дальнейшей их компенсации, что позволяет практически устранить влияние нестабильности смещения нулей ДУС на точность БСО. Для уменьшения ошибок БСО во время действия возмущений магнитного поля или при ускоренном движении объекта предложен метод динамической подстройки коэффициентов ОФК по невязке. Эффективность разработанных алгоритмов определения ориентации подтверждена представленными результатами экспериментов с опытными образцами БСО разработки компании «Инналабс ЮА».

Библиографический список

- [1] Бороздин В.Н., «Гирокопические приборы и устройства систем управления», М.: Машиностроение, 1990, 272 с.
- [2] Смирнов Е.Л, Яловенко А.В., Якушенков А.А., «Технические средства судовождения», М.: Транспорт, 1988, 376 с.
- [3] Одинцов А.А., «Теория и расчет гирокопических приборов», К.: Вища школа, 1985, 392 с.
- [4] Браммер К., Зиффлинг Г., «Фильтр Калмана-Бьюси», М.: Наука, 1982, 200 с.

СПОСОБИ ТА АЛГОРИТМИ ЮСТИРОВКИ ВИМІРЮВАЛЬНИХ
ЗАСОБІВ, РОЗТАШОВАНИХ НА ОСНОВІ, ЩО РУХАЄТЬСЯ І
ДЕФОРМУЄТЬСЯ

Захарін Ф.М., Пономаренко С.О.

Державний науково-дослідний інститут авіації
м. Київ, Україна
(solaris@space.com.ua)

ALIGNMENT METHODS AND ALGORITHMS FOR THE MEASURING
MEANS ALLOCATED ON THE MOVING AND FLEXIBLE BASE

Zakharin F., Ponomarenko S.

State Scientific & Research Institute of Aviation
Kyiv, Ukraine

Під юстировкою вимірювальних засобів розуміють їхню спільну початкову виставку (визначення взаємної орієнтації приладових координатних базисів) і калібрування (визначення коефіцієнтів систематичних помилок вимірювальних підсистем). Способи юстировки вимірювальних засобів звичайно розділяють на прямі і непрямі.

Прямі способи визначення взаємної орієнтації координатних базисів на основах, що рухаються і деформуються, базуються на гіпотезі про те, що основа є рухомим пружним тілом, і зв'язані з використанням оптичних вимірювальних засобів. Перевагою прямих способів є те, що вони дозволяють враховувати функціональне призначення основ і їхні конструктивні особливості. Основним недоліком цих способів є складність їх технічної реалізації.

Непрямі способи юстировки вимірювальних систем поділяються в залежності від прийнятої гіпотези про властивості основи: основа є рухомим пружним тілом або основа є рухомим твердим тілом.

Реалізація непрямого способу юстировки, який базується на гіпотезі про те, що основа є рухомим пружним тілом, передбачає ідентифікацію узагальнених параметрів пружних деформацій конструкції та потребує використання значної кількості гіроінерціальних вимірювачів, розташування яких повинно задовольняти спеціальним вимогам. Такий спосіб вдається реалізувати для системи «корабель-літальний апарат» [1] тому, що для кораблів достатньо врахування тільки першого тону пружних коливань. Для виконання рішення задачі юстировки для системи «літальний апарат-об'єкт, що відокремлюється» необхідно враховувати декілька узагальнених тонів деформацій основи, тому реалізація цього способу є проблематичною.

Для задачі юстировки в системі «літальний апарат-об'єкт, що відокремлюється» непогані результати вдається отримати із застосуванням непрямого способу, який ґрунтуються на гіпотезі про те, що основа є рухомим твердим тілом [2].

Розглянемо задачу юстировки в польоті безплатформової інерціальної навігаційної системи (БІНС) об'єкта, що відокремлюється, яка розміщена в точці O_2 , за інформацією від літакової ІНС, яка розміщена в точці O_1 . Цю задачу вдається звести до задачі оцінки вектору стану \bar{X}_i системи виду:

$$\bar{X}_{i+1} = \Phi_i \bar{X}_i + \bar{\xi}_i, \quad (1)$$

де: $\bar{X} = (\Delta v_1, \Delta v_2, \Delta v_3, \Delta R_1, \Delta R_2, \Delta R_3, \alpha, \beta, \gamma, \Delta a_1, \Delta a_2, \Delta a_3, \varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \Delta r_1, \Delta r_2, \Delta r_3)^T = (\tilde{X}^T, \bar{r}_i^T)^T$ – вектор-стовпчик стану розмірності $n = 18$;

$\Delta v_i, \Delta R_i$ ($i = 1, 2, 3$) – складові помилок БІНС у визначенні швидкості і координат точки O_2 в опорній системі координат;

α, β, γ – помилки визначення орієнтації по вертикалі (α, β) і в азимуті (γ);

$\Delta a_i, \varepsilon_i$ ($i = 1, 2, 3$) – систематичні похибки вимірювань уявного прискорення і складових дрейфу моделі опорного напівзв'язаного в азимуті тригранника в приладовій (зв'язаній з літаком-носієм) системі координат;

Δr_i ($i = 1, 2, 3$) – проекцій відрізка O_1O_2 на осі опорного тригранника;

$\bar{\xi} = (\xi_1, \dots, \xi_{18})^T$ – вектор-стовпчик випадкових збурень;

$$\Phi_i = E_{18} + \begin{pmatrix} F(t_i) & 0 \\ 0 & \Omega(t_i) \end{pmatrix} \Delta t; \quad \Omega = \begin{pmatrix} 0 & -(\omega_{C_3} - \omega_3) & (\omega_{C_2} - \omega_2) \\ (\omega_{C_3} - \omega_3) & 0 & -(\omega_{C_1} - \omega_1) \\ -(\omega_{C_2} - \omega_2) & (\omega_{C_1} - \omega_1) & 0 \end{pmatrix}; \quad \tilde{X}_{i+1} = F_i \tilde{X}_i + \tilde{\xi}_i;$$

$\omega_{i_i}, \omega_{C_i}$ ($i = 1, 2, 3$) – проекції абсолютнох кутових швидкостей опорного тригранника та основи на опорні осі відповідно;

$F(t_i)$ – матриця розмірності 15×15 ;

E_n – одинична матриця розмірності $n \times n$.

Для юстировки БІНС об'єкта, що відокремлюється в польоті може бути використана інформація про різниці складових відносних швидкостей – вектор \bar{y}_1 , координат – вектор \bar{y}_2 і проекцій векторів уявного прискорення точок O_1 і O_2 – вектор \bar{y}_3 та кінцевого повороту об'єкта відносно опорного базису на заданому інтервалі часу $[t_i - \Delta T, t_i]$ – вектор \bar{y}_4 , отримані від БІНС і еталонної ІНС літака-носія відповідно. Рівняння вимірювань у векторній формі матимуть такий вид:

$$\bar{Y}_i = H \bar{X}_i + \bar{\eta}_i, \quad (2)$$

де:

$\bar{Y} = (\bar{y}_1^T, \bar{y}_2^T, \bar{y}_3^T, \bar{y}_4^T)^T$ – вектор-стовпчик вимірювань розмірності $m = 12$;

$\bar{\eta}$ – вектор випадкових похибок розмірності m ;

H – матриця розмірності $m \times n$;

$$H = \begin{pmatrix} E_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega \\ 0 & E_3 & 0 & 0 & 0 & E_3 \\ 0 & 0 & \Omega_a & C & 0 & \Omega^2 + \dot{\Omega} \\ 0 & 0 & \Omega_e & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad \dot{\Omega} = \frac{d}{dt} \Omega(t);$$

Ω_a, Ω_e – кососиметричні матриці розмірності 3×3 , які складаються з елементів вектор-стовпчиків проекцій уявного прискорення точки O_2 і вектора кінцевого повороту об'єкту на осі опорного базису $\bar{a} = \bar{a}_{O_1} + (\Omega^2 + \dot{\Omega})\Delta\bar{r}(t)$ і $\bar{e} = (e_1, e_2, e_3)^T$, $e_1 = \tilde{c}_{3,2} - \tilde{c}_{2,3}$; $e_2 = \tilde{c}_{1,3} - \tilde{c}_{3,1}$; $e_3 = \tilde{c}_{1,2} - \tilde{c}_{2,1}$ відповідно, $\tilde{C}(t) = (\tilde{c}_{i,j}, i, j = 1, 2, 3)$, $\tilde{C} = C^T(t_i)C(t_i - \Delta T)$;

$C(t) = (c_{i,j}, i, j = 1, 2, 3)$ – матриця переходу від зв'язаного приладового тригранника до опорного базису.

Можна вважати, що вектори випадкових похибок $\Delta\bar{X}_0$, $\bar{\xi}$ і $\bar{\eta}$ у моделі функціонування БИНС (1) і моделі вимірювань (2) мають гаусівські закони розподілу з коваріаційними матрицями похибок оцінки вектора стану P , збурень системи Q , похибок вимірювань R відповідно.

Таким чином, вихідна задача юстировки зводиться до розв'язання задачі оптимального оцінювання вектора стану \bar{X} динамічної системи (1) за спостереженнями (2).

Вібрації із-за роботи двигунів, турбулентність і маневри носія спричиняють пружні високочастотні коливання та квазістатичні деформації конструкції носія в польоті та вносять невизначеність у знання параметрів розподілу випадкових похибок $\bar{\eta}$. Вказані фактори особливо суттєво впливають на характер вимірювань системи і, відповідно, на достовірність інформації про елементи коваріаційної матриці похибок вимірювань R . Невизначеність матриці R негативно впливає на якість оцінки вектора стану системи та може взагалі привести до розходження процедури фільтрації. В таких умовах доцільно застосовувати адаптивні алгоритми оцінювання для розв'язання задачі (1), (2).

Особливістю запропонованого адаптивного алгоритму оцінювання є використання для кожної групи вимірювань критеріїв ρ_k , ($k = 1, 2, 3, 4$) за допомогою яких вдається визначити ступінь відповідності фактичних значень дисперсій відповідним апріорно заданим значенням дисперсій груп вимірювань (блоків матриці R). Поточне значення оцінки $\hat{\rho}_k$ пропонується використовувати як критерій для контролю процесу фільтрації в умовах дії суттєвих впливів пружних деформацій конструкції літака-носія в задачі юстировки БИНС на рухомому об'єкті.

Оцінки скалярних критеріїв $\hat{\rho}_k$ визначаються співвідношенням

$$\hat{\rho}_k = 1/p \sum_{i=1}^p \Delta\bar{y}_{ik}^T D_k^{-1} \Delta\bar{y}_{ik}, \quad k = 1, 2, 3, 4,$$

де:

$$\Delta \bar{y}_{ik} = \bar{y}_{ik} - H_k \Phi_{ik} \hat{\tilde{x}}_{i-l,k} ;$$

$$D_{ik} = H_{ik} P_{ik} H_{ik}^T + R ;$$

\bar{y}_{ik} – вектор вимірювань k -го виду на i -му кроці; $\hat{\tilde{x}}_{i,k}$ – вектор оцінок k -го виду на i -му кроці; R_{ik} – коваріаційна матриця вимірювань k -го виду на i -му кроці; i – номер кроку роботи фільтра; $p = const$ – довжина інтервалу згладжування.

Відомо [1], що скалярні змінні ρ_k , $k = 1, 2, 3, 4$ задовольняють розподілу «хі-квадрат» χ^2 і мають постійні математичні очікування m_k , які дорівнюють розмірностям k -их видів вимірювань. В залежності від значень оцінок критеріїв $\hat{\rho}_k$, $k = 1, 2, 3, 4$ і для ап锐орних нижніх і верхніх порогів $q_{k1} = c_{k1} m_k$, $q_{k2} = c_{k2} m_k$, де задані $c_{k1}, c_{k2} = const$, $c_{k2} > c_{k1} > 1$, будуть виділятись такі можливі випадки (зони):

- | | |
|--|--|
| $\hat{\rho}_k < q_{k1}$ | – зона роботи фільтру без адаптації; |
| $q_{k1} \leq \hat{\rho}_k \leq q_{k2}$ | – зона адаптивного налагодження фільтра по дисперсіям похибок k -ї групи вимірювань; |
| $\hat{\rho}_k > q_{k2}$ | – зона відключення k -ї групи вимірювань. |

Для випадку, коли значення оцінки критерію $\hat{\rho}_k$ менше ап锐орно заданого нижнього порогу q_{k1} , використовується стандартна процедура оптимальної фільтрації без адаптації [3]. Якщо значення оцінки критерію перевищує ап锐орно заданий верхній поріг q_{k2} , то k -та група вимірювань вилучається із розгляду. Для проміжного варіанту – проводиться ідентифікація дисперсій похибок групи вимірювань та відповідна адаптація процесу фільтрації.

Для одержання оцінки вектора стану дискретної системи (1), (2) за вимірюваннями \bar{Y} в зона роботи фільтру без адаптації рекомендується використовувати алгоритм оптимальної дискретної фільтрації з розщепленням матриці коваріації похибок і зі скалярною послідовною обробкою компонентів вектора вимірювань [3, 4]. Його перевагами перед стандартною процедурою фільтра Калмана є висока обчислювальна стійкість і економічність через циклічну обробку вектора спостережень та відсутність операцій обернення матриць. Алгоритм базується на використанні гіпотези про діагональний характер коваріаційної матриці R та передбачає виконання на кожному кроці обробки вектора вимірювань таких операцій [3]:

1) екстраполяція на крок уперед оцінки вектора стану $\hat{\tilde{X}}$ і матриці S (нижньотрикутного кореня квадратного з матриці коваріації P)

$$\hat{\tilde{X}}_{-i+1} = \Phi_i \hat{\tilde{X}}_i , \quad S_{i+1} = [P_{i+1}]^{1/2} ,$$

де:

$$P_{i+1} = W_{i+1} W_{i+1}^T + Q_i ;$$

$$W_{i+1} = \Phi_i S_i .$$

Обчислення $[P_{i+1}]^{1/2}$ виконується за методом Холецького [3, 4];

2) послідовна обробка компонентів вектора вимірювань з корекцією оцінки вектора стану $\hat{\bar{X}}$ і матриці S

$$\hat{\bar{X}}_{li}^+ = \hat{\bar{X}}_{li}^- + \bar{b} \Delta Y_{li} / \mu, \quad S_i^+ = S_i (E - \delta \bar{f} \bar{f}^T)$$

$$\text{де: } \bar{b} = S \bar{f}; \quad \Delta Y_{li} = Y_{li} - \bar{h}_l \hat{\bar{X}}_i^-; \quad \bar{f} = S_i \bar{h}^T; \quad \delta = [\mu + \sigma \sqrt{\mu}]^{-1}; \quad \mu = \sigma_1^2 + \bar{f}^T \bar{f}; \\ S_i S_i^T = P_i; \quad \text{diag} \{ \sigma_1^2, \dots, \sigma_m^2 \} = R_i; \quad \bar{h}_l - l\text{-ий рядок матриці } H.$$

У випадку $q_{k_1} \leq \hat{\rho}_k \leq q_{k_2}$ для ідентифікації дисперсій похибок вимірювань пропонуються такі співвідношення [1]:

$$\hat{R}_{p,k} = 1/k (\Delta \bar{y}_k \Delta \bar{y}_k^T) + (1 - 1/k) - \hat{R}_{p,k-1}, \quad k = 1, 2, 3, 4,$$

де \hat{R}_k – оцінка матриці R_k , яка отримана на інтервалі вимірювань сталого об'єму p , який „ковзає” на один крок при кожному наступному вимірюванні.

Для випадку $\hat{\rho}_k > q_{k_2}$ вимірювання k – її групи вилучаються з процесу обробки.

Моделювання процесу юстировки БІНС авіаційної ракети по інформації від еталонної ІНС літака-носія з використанням запропонованого адаптивного фільтру проводилось з урахуванням пружних деформацій конструкції носія. Відносне розташування еталонної ІНС і БІНС ракети під крилом носія відповідало вектору $\Delta \bar{r}_c = (-2, 3, -1)^T$. Деформації крила літального апарату описувались першими трьома тонами пружних коливань з частотами $\omega_1 = 0,9$, $\omega_2 = 1,9$ та $\omega_3 = 2,44$ Гц [5]. Пружні вібрації моделювались за допомогою спеціальної процедури задавання еталонних рухів і деформацій конструкції [5, 6, 7]. Вважалось, що інтенсивність аеропружних коливань крила відповідає впливу турбулентності та поривам вітру до 30 м/с. Приймались такі значення значення нижніх і верхніх порогів $\bar{q}_1 = \{10, 10, 10, 10\}$ і $\bar{q}_2 = \{90, 90, 90, 90\}$. Розрахунки критеріїв ρ_k та оцінок дисперсій вимірювань здійснювались шляхом осереднення на ковзному інтервалі з 5 точок.

Робота фільтру моделювалась на інтервалі часу 300 с з кроком $\Delta t = 1$ с на маневрі "змійка" з перевантаженням 2,0. Фільтр працював для позиційних вимірювань у зоні нормальної роботи, для швидкісних вимірювань – у зоні адаптації, для вимірювань прискорення і вектора кінцевого повороту – в зоні відключення.

При моделюванні використовувались такі початкові данні: СКВ випадкових похибок вимірювання швидкості – 0,01 м/с, СКВ випадкових похибок вимірювання координат – 1 м, СКВ випадкових похибок вимірювань вектора кінцевого повороту – 0,1 мрад, СКВ випадкових похибок вимірювання прискорення – 0,1 мм/с², СКВ початкових значень швидкості – 1 м/с, СКВ

початкових значень координат – 100 м, СКВ початкових значень орієнтації – 10 мрад, систематичні зміщення показань акселерометрів – 10 мм/с², систематичний дрейф гіроскопів – 27 мкрад/с. Деякі результати моделювання приведені на рис.1.

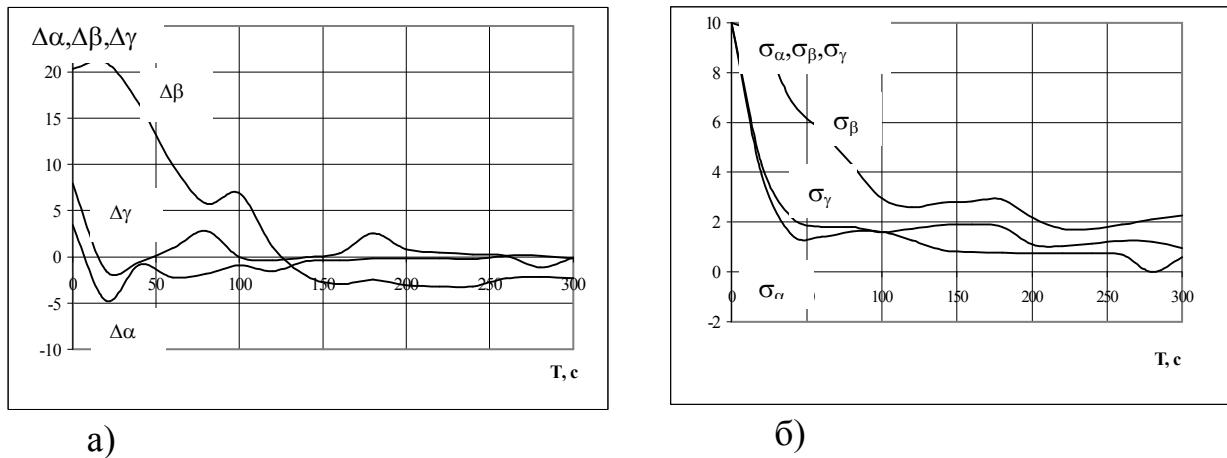


Рисунок 1. Графіки залежності:

- а) похибок виставки по вертикалі $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$ [мрад] і в азимуті $\Delta\gamma$ [мрад];
- б) СКВ похибок виставка по вертикалі σ_α , σ_β [мрад] і в азимуті σ_γ [мрад]

Результати моделювання підтверджують ефективність запропонованого адаптивного алгоритму фільтрації для розв'язання задачі юстировки БІНС на рухомій нежорсткій основі.

Бібліографічний список

- [1] Вайсгант И.Б., Тупысев В.А., Тюменева Г.В., «Чувствительность фильтра Калмана в задаче определения деформаций корпуса корабля», Гирoscopия и навигация, № 3, 1993, с. 22-29.
- [2] Захарін Ф.М., Пономаренко С.О., «Адаптивний алгоритм початкової виставки безплатформової інерціальної навігаційної системи на рухому об'єкті», Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації, випуск (8) 1, 2005, с. 71–81.
- [3] Захарин Ф.М., «Методы и алгоритмы прикладного анализа. Вып. 2. Статистическая фильтрация», Киев: КВВАИУ, 1978, 148 с.
- [4] Огарков М.А., «Методы статистического оценивания параметров случайных процессов», М.: Энергоатомиздат, 1990, 208 с.
- [5] Колесников К.С., Сухов В.Н., «Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления», М.: Машиностроение, 1974, 268 с.
- [6] Harris R.A., Wakefield Ch.D., Coordinate alignment for elastic bodies // Proc. IEEE Nat. Aerospace and Electron. Conf. – NALCON 77, Dayton, 1977, New York, 1977, с. 665-670.
- [7] Захарин Ф.М., Пономаренко С.А., «Универсальная процедура генерации эталонных движений и деформаций объекта», Труды научно-технического семинара, К.: КВВАИУ, 1990, с. 26-28.

РОЗРОБКА НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ПІДВИЩЕНОЇ ТОЧНОСТІ
ДЛЯ МАЛОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Ю.О. Малишева, Н.І. Покладова

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
м. Київ, Україна

DESIGNING OF PRECISE NAVIGATION SYSTEM FOR SMALL
UNMANNED AIRCRAFT

J.A. Malysheva, N.I. Pokladova

National technical university of Ukraine
“Kiev polytechnical institute”
Kiev, Ukraine

Вступ

На сьогоднішній день найбільш поширеними навігаційними системами літальних апаратів (ЛА) є автономні інерціальні навігаційні системи (ИНС), які забезпечують необхідну точність навігаційних параметрів. Однак для малих безпілотних летальних апаратів (БПЛА) застосування точних ИНС частіше за все неможливе виходячи з масових чи вартісних міркувань. Тому на такі ЛА встановлюються інерціальні системи середньої чи низької точності, які з часом накопичують значну похибку.

Іншим способом вирішення навігаційної задачі для малих БПЛА може бути використання супутниковых навігаційних систем (СНС). Але такі системи не є автономними, тому при втраті сигналу СНС вирішення навігаційної задачі взагалі не можливе.

Оскільки різні навігаційні системи мають різні переваги та недоліки, розробка високоточних систем навігації, як правило, базується на комплексуванні різних систем.

Малі БПЛА використовуються, головним чином, для отримання знімків Земної поверхні, тобто на їх борту встановлені оптичні прилади.

В даній роботі пропонується в якості навігаційної системи застосувати СНС із системою корекції, яка використовує інформацію з бортового оптичного приладу для більш точного вирішення навігаційної задачі. Така система корекції заснована на обзорно-порівняльному методі навігації, алгоритм якого здійснюється шляхом розпізнавання оперативного знімку місцевості на еталонній карті місцевості. Перші спроби автоматизувати процес порівняння карт місцевості для навігаційних цілей були зроблені ще у 50-х роках ХХ

століття ще до існування потужних ЕОМ, а зараз розпізнавання зображення є дуже поширеним питанням, яке вирішено різними способами. [1]

Процес вирішення навігаційної задачі містить у собі наступні етапи:

- увід в бортову ЕОМ ЛА перед польотом цифрової еталонної карти місцевості;
- увід в бортову ЕОМ ЛА у польоті оперативного знімку місцевості;
- отримання приблизних координат від СНС-приймача;
- пошук на еталонній карті приблизної області знаходження ЛА за координатами з СНС-приймача;
- розпізнавання оперативного знімку у приблизній області еталонної карти;
- визначення орієнтації ЛА.

Роздивимось детальніше останній пункт визначення орієнтації ЛА.

Визначення орієнтації ЛА

Після отримання оперативного знімку місцевості, він обробляється бортовою ЕОМ і на ньому виділяються опорні точки (рис. 1). Еталонна карта місцевості теж представляє собою сукупність опорних точок (рис. 2). Здійснюється розпізнавання опорних точок знімка на еталонній карті. Масштаб і орієнтація знімка і карти скоріш за все не будуть співпадати, тому визначення орієнтації ЛА можна здійснити наступним чином.

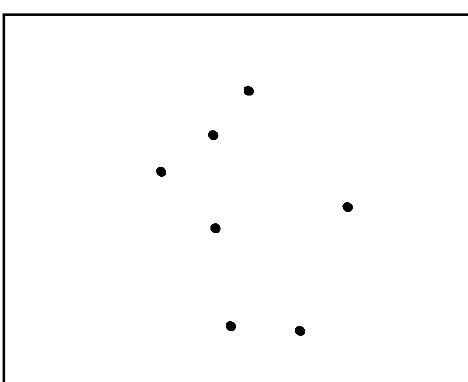


Рисунок 1. Опорні точки оперативного знімку

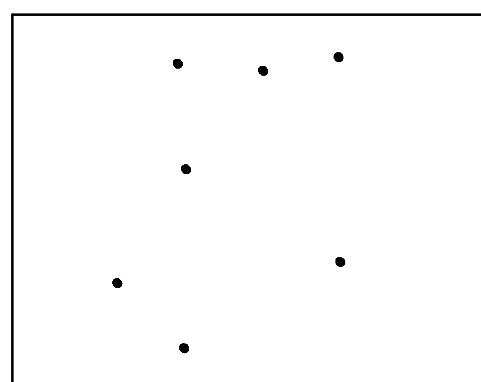


Рисунок 2. Опорні точки області еталонної карти

- 1) Опорні точки частини карти і знімка охоплюються колами мінімально-можливого радіусу (рис. 3, рис. 4).
- 2) Шукається центр цих кіл.
- 3) З центра проводяться прямі до перетину із колом.
- 4) Формується два масиви. Якщо пряма проходить через опорну точку, то у масив для цього кола записується відстань від центра до цієї точки, якщо ж пряма не проходить, то відповідна комірка масиву залишається порожньою.

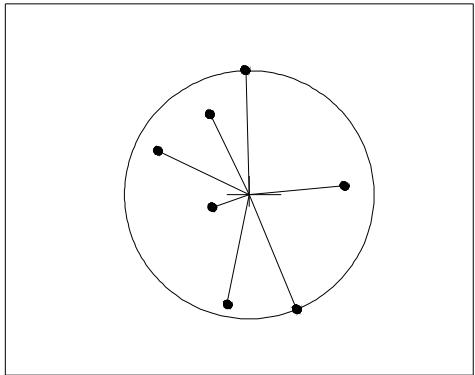


Рисунок 3. Опорні точки оперативного знімку, охоплені колом мінімально-можливого радіусу

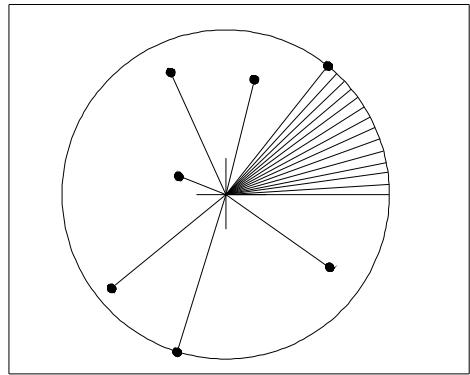


Рисунок 4. Опорні точки оперативного знімку, охоплені колом мінімально-можливого радіусу жорстко обмеженою кількістю ліній

5) Після заповнення масивів відрізнятися на деякий масштабний коефіцієнт k (рис. 5). Визначивши цей коефіцієнт, можна буде визначити зміщення одного масиву відносно іншого, а оськільки один з них відноситься до карти, а інший до ЛА, то тим самим визначимо орієнтацію літака.

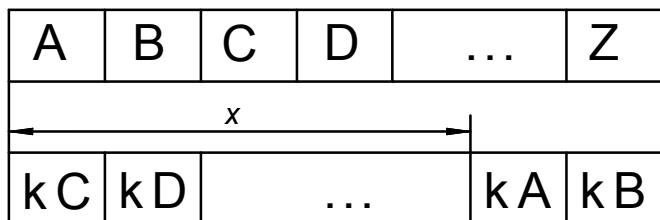


Рисунок 5. Визначення відносного зміщення масивів:
 x – зміщення масиву знімку відносно масиву карти;
 k – масштабний коефіцієнт

Траєкторне управління

Однією з головних задач, яку віршує система автоматичного керування ЛА, є автоматичне траєкторне управління, а як частинний випадок керування польотом по маршруту. Головна ціль керування у цьому режимі – вивід ЛА у задану точку простору у заданий час. Відомо, що задача автоматичного керування маршрутним польотом тісно пов’язана із задачею навігації.

В абсолютній більшості випадків припустимим є розділення просторового руху літака на бокову та поздовжню складові, що значно спрощує відповідні математичні моделі. До того ж для багатьох режимів польоту рівняння повздовжнього та бокового руху можуть бути додатково спрощені та лінеаризовані [2]. Саме такій підхід до отримання математичних моделей прийнятий в цій роботі.

При керуванні польотом по маршруту керування повздовжнім рухом літака зводиться до стабілізації висоти. При цьому керування висотою польоту у БПЛА здійснюватися в автоматичному режимі за командами бортової ЕОМ. На далі вважаємо, що висота польоту стабілізується чи керується незалежно від

програми маршрутного польоту. Таким чином, автоматичне керування зводиться до керування боковим рухом літака.

В залежності від параметрів навігаційної інформації, що використовується для автоматичного управління польотом на маршруті, системи координат, в якій вирішується навігаційна задача, від того, який вид польоту здійснюється (програмний чи оперативний), визначається спосіб керування положенням центра мас на лінії заданого шляху (ЛЗШ). Частіше за все використовують курсовий, шляховий та маршрутний спосіб керування [2].

Існують інші способи виходу на ЛЗШ, які реалізують траєкторії, оптимальні з точки зору мінімуму пройденої відстані або мінімуму часу та витрати пального. Ці траєкторії розраховуються в обчислювачі навігаційного комплексу й надходять в систему автоматичного керування (САК) у вигляді заданого кута крену. Відпрацьовуючи заданий кут крену, САК реалізує розрахункові траєкторії.

Рівняння бокового руху ЛА мають вигляд

$$\left\{ \begin{array}{l} -mV\dot{\Psi} = -P \sin \beta \cos \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a \\ J_x \dot{\omega}_x = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y = M_y \\ \dot{\psi} = \omega_y \cos \gamma \\ \dot{\gamma} = \omega_x \\ \sin \beta = \cos \gamma \sin(\psi - \Psi) \\ \cos \gamma_a = \cos \gamma \\ \dot{Z}_g = -V \sin \Psi \end{array} \right. , \quad (1)$$

де m - маса літака; V - швидкість польоту; P - тяга двигуна; Y_a - підйомна сила; Z_a , Z_g - бокова складова повної аеродинамічної сили у швидкісній та нормальній системах координат; J_x, J_y - осьові моменти інерції літака; M_x, M_y - аеродинамічні моменти літака; Ψ - путьовий кут; β - кут ковзання; γ - кут крену; γ_a - швидкісний кут крену; ψ - кут рискання; ω_x, ω_y - проекції вектора кутової швидкості обертання літака на осі зв'язаної системи координат; δ_s - відхилення елеронів; δ_n - відхилення руля направління.

Перше рівняння системи (1) описує поступальний рух центра мас у боковій площині, а наступні два рівняння описують обертальні рухи навколо центру мас – рух крену та рух рискання.

Система рівнянь (1) є нелінійною, оскільки містить у своєму складі функціональні залежності

$$\begin{aligned} Z_a &= c_{za}(\beta, \delta_n) \frac{\rho V^2}{2} S; \\ M_x &= m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_s, \delta_n) \frac{\rho V^2}{2} S \cdot l; \\ M_y &= m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_s, \delta_n) \frac{\rho V^2}{2} S \cdot l, \end{aligned} \quad (2)$$

де S - площа крила; l - розмах крила; ρ - густина повітря; c_{za} - коефіцієнт аеродинамічної бокової сили; m_x - коефіцієнт аеродинамічного моменту крену; m_y - коефіцієнт аеродинамічного моменту рискання.

Розглянемо задачу виводу ЛА на задану траєкторію при відомих поточних координатах (рис. 6). Такий випадок може мати місце при польоті літака з подальшим виходом на ЛЗШ чи при оперативній зміні польотного завдання.

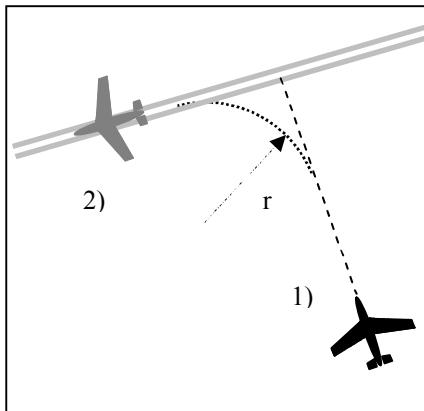


Рисунок 6. Задача виводу ЛА на ЛЗШ

Для виконання такої задачі літаку необхідно здійснити маневр повороту у горизонтальній площині. Як відомо з теорії керування ЛА, у сучасних літаків руль направління використовується в основному для усунення ковзання та демпфування коливань літака відносно нормальної осі. Управління літаком у горизонтальній площині здійснюється в режимі координованого розвороту (розворот за рахунок створення кута крену з компенсацією ковзання рулем направління). При малому ковзанні $\beta \approx 0$, не враховуючи спіральні моменти і перехресний вплив органів управління, математична модель бокового руху літака вироджується у рух крену. По моментам відносно нормальної осі літак вважається збалансованим [3].

Рівняння руху літака по крену має вигляд

$$J_x \ddot{\gamma} = -M_x^{\bar{\omega}_x} \dot{\gamma} + M_x^{\delta_3} \delta_3 + M_x^\beta \beta + M_{ex}, \quad (3)$$

де $M_x^{\bar{\omega}_x} \dot{\gamma}$ - демпфуючий момент; $M_x^{\delta_3} \delta_3$ - момент, який створюють елерони; $M_x^\beta \beta$ - момент, який виникає від несиметричності обтікання ЛА повітряним потоком; M_{ex} - збурюючий момент; $M_x^{\bar{\omega}_x}, M_x^{\delta_3}, M_x^\beta$ - відповідні похідні від моменту крену M_x по кутовій швидкості крену, куту відхилення елеронів та куту ковзання.

Для початкового дослідження відкидаємо дію зовнішніх збурюючих моментів та вважаємо, що руль направління добре компенсує кут ковзання ($\beta=0$). Тоді рівняння (3) прийме вигляд

$$J_x \ddot{\gamma} + M_x^{\bar{\omega}_x} \dot{\gamma} = M_x^{\delta_3} \delta_3. \quad (4)$$

Розв'язок цього диференційного рівняння зобразимо графічно (рис. 7, рис. 8).

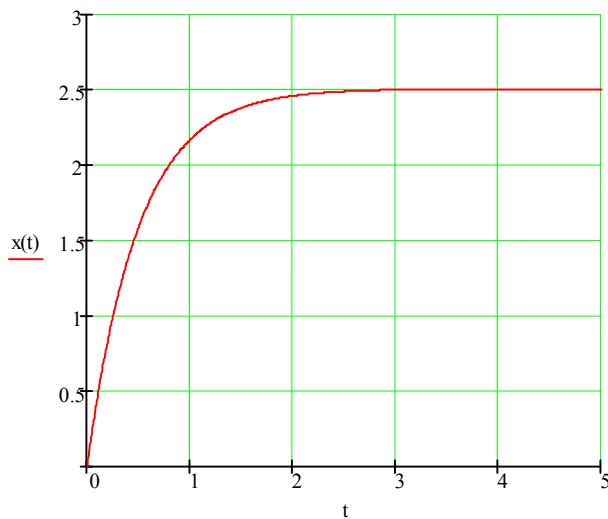


Рисунок 7. Перехідний процес $\dot{x}(t)$ при $\delta\omega = 1$

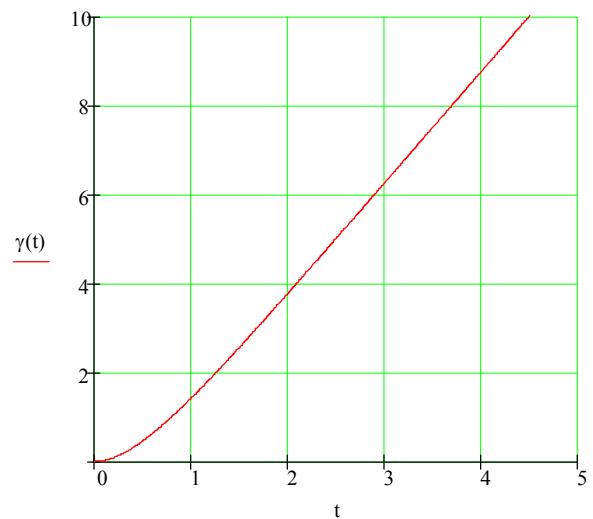


Рисунок 8. Перехідний процес $\gamma(t)$ при $\delta\omega = 1$

Щоб отримати необхідне стало значення крену γ , в деякий момент часу необхідно повернути елерони до початкового положення, тобто $\delta\omega = 0$. Об'єднавши два розв'язки рівняння (4) для $\delta\omega = 1$ та $\delta\omega = 0$, отримаємо закон зміни кута крену (рис. 9).

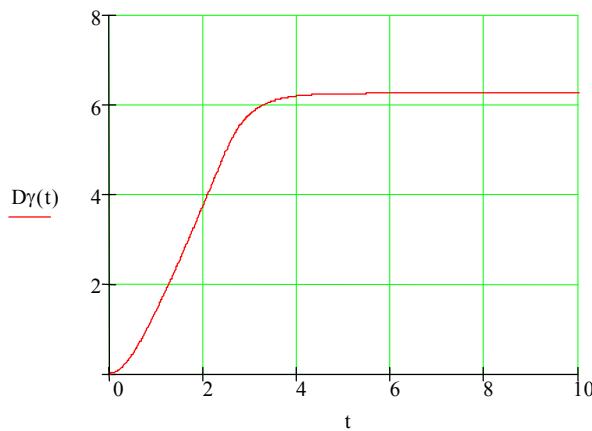


Рисунок 9. Сумарний перехідний процес для кута $\gamma(t)$ при $\delta\omega = 1$ та $\delta\omega = 0$

Знаючи закон зміни кута крену, можна отримати перехідний процес по курсу $\psi(t)$. Для цього розглянемо відповідні рівняння системи (1) при малих кутах γ, γ_a, β . Тоді $\sin \beta \approx \beta, \sin \gamma \approx \gamma, \sin(\psi - \Psi) \approx (\psi - \Psi), \cos \gamma \approx 1, \cos \beta \approx 1$. Також вважаємо, що $\beta = 0$, тоді і $Z_a(\beta) = 0$. Після перетворень отримаємо:

$$\begin{cases} -mI\dot{\Psi} = Y_a \gamma_a \\ \psi = \Psi \\ \gamma_a = \gamma \end{cases}. \quad (5)$$

Таким чином, курс ЛА буде змінюватися, як показано на рис. 10.

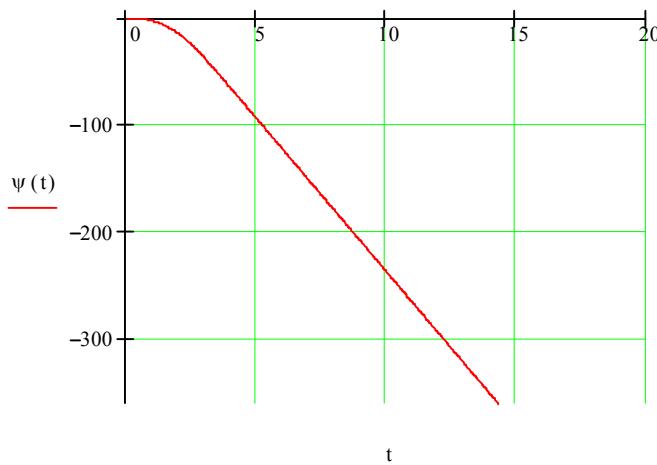


Рисунок 10. Перехідний процес по курсу $\psi(t)$

З аналізу отриманих перехідних процесів випливає, що при відхиленні елеронів на стале значення літак спочатку буде рухатись по дуговій траєкторії із змінним радіусом кривини r , і лише через деякий час вийде на траєкторію у вигляді кола із постійним радіусом кривини.

В роботі досліджена та побудована траєкторія польоту літака у нормальній системі координат та знайдено її аналітичне рівняння. Проведена мінімізація перехідного процесу по швидкодії. Проведено аналіз динаміки літака під впливом збурень та розроблені способи стабілізації ЛА при русі заданим маршрутом.

Бібліографічний список

- [1] Davies E.R. Machine vision, Academic Press Limited, London, 1990.
- [2] Асланян А.Э., «Системы автоматического управления полётом летательного аппарата», часть 1, Киевское высшее военное авиационное училище, К., 1984.
- [3] Козлов В.И., «Системы автоматического управления летательными аппаратами», М., Машиностроение, 1970, с. 216.

УДК 528.526.6

ІСТОРІЯ РОЗВИТКУ І ПЕРСПЕКТИВИ СТВОРЕННЯ ЗАСОБІВ
АЗИМУТАЛЬНОГО
ОРИЄНТУВАННЯ РОЗРОБКИ ЦКБ «АРСЕНАЛ»

О.М. Ліхоткін, Ю.Ю. Юр'єв

Казенне підприємство «Центральне конструкторське бюро «Арсенал»,
Київ, Україна

HISTORY OF THE DEVELOPMENT AND THE PROSPECTIVE OF
CREATING OF AZIMUTH ORIENTATION INSTRUMENTS WORKED OUT BY
CDB “ARSENAL”

O. Lihotkin, Yu. Yuryev

State enterprise “Central design bureau “Arsenal”,
Kyiv, Ukraine

ЦКБ «Арсенал» було створено в листопаді 1954 р., а в березні 1956 р. наказом Міністра оборонної промисловості СРСР на ЦКБ було покладено завдання розробки систем початкової орієнтації наземних ракетних комплексів, у тому числі і рухомих.

Забезпечення початкової орієнтації на не підготовленій в топогеодезичному відношенні позиції зумовило введення до складу системи наземного гірокомпаса, і в 1957 р. в ЦКБ «Арсенал» розпочалися роботи по розробці такого гірокомпаса. Перші результати спільних із Всесоюзним науково-дослідним маркшейдерським інститутом (м. Ленінград) експериментальних досліджень морських гірокомпасів, встановлених на нерухомій основі, привели до створення макета наземного гірокомпаса теодолітною кутовимірною частиною і, по аналогії з морським гірокомпасом, маятниковим чутливим елементом, зануреним в рідину. Концепція такого гірокомпаса була встановлена в основу розробки першого наземного гірокомпаса для систем початкової орієнтації ракет. Подолавши ряд технічних і технологічних проблем, пов'язаних з агресивністю рідини, забезпечивши впровадженням оригінальних технічних рішень, стабільність результатів вимірювань приладу в широкому інтервалі температур, фахівці ЦКБ успішно завершили розробку першого в СРСР наземного маятникового гірокомпаса. Цей гірокомпас, що мав шифр 1Г5, було прийнято на озброєння і впроваджено його серійне виробництво.

Випробування цього гірокомпаса у військах показали його придатність не тільки для систем початкового орієнтування ракет, але і для топографічних і геодезичних розрахунків, артилерійських комплексів, зенітних комплексів, орієнтації РЛС та інших застосувань.

Перша ж повністю самостійна розробка нового приладу 1Г9 привела до докорінного перегляду конструкції 1Г5. В результаті глибоких і якісних теоретичних досліджень гіроблок приладу було суттєво змінено. По-перше, розробники відмовилися від занурення чутливого елемента в рідину; по-друге, використовували як підвіс чутливого елемента пружну стрічку – торсіон, а для підведення живлення до гіромотору – пружні струмопідводи; по-третє, для забезпечення стабільності пружного моменту від торсіона і струмопідводів та незалежності цього моменту від початкового орієнтування приладу в конструкцію було введено автоматичну систему стеження за рухом чутливого елемента, де в якості датчика положення чутливого елемента було застосовано фотоелектричний автоколіматор. Визначення точок реверсії коливань чутливого елемента, як і в приладі 1Г5, здійснювалося оператором за допомогою візорної трубки. Всі ці концептуальні нововведення стали основоположними при проектуванні всієї подальшої гамми приладів. Точність приладу 1Г9 зросла в порівнянні з точністю приладу 1Г5 більш ніж в два рази. Прилад 1Г9 знайшов широке застосування у військах.

Для артилерійських і ракетних систем сухопутних військ був розроблений прилад 1Г11, який в основних рисах повторював прилад 1Г9, але для зручності користування його було споряджено проекційним екраном, що звільняло оператора від необхідності спостерігати у візорну трубку за рухом чутливого елемента. Введення екрану дозволяло зберігати незмінним положення оператора щодо приладу незалежно від початкової орієнтації відносно площини меридіану, що особливо важливо при розташуванні приладу в машині.

Дійсно етапною розробкою став прилад 15Ш29. В приладі 15Ш29 вперше було застосовано метод знаходження „нуля” торсіонного підвісу, а також спостереження за рухом чутливого елемента через зорову трубу теодолітної частини. При розробці цього приладу було ретельно відпрацьовано питання конструкції кріплень торсіона, забезпечення стабільності дзеркала чутливого елемента, знайдено оригінальні способи захисту чутливого елемента від збурень, що виникають при роботі слідкуючої системи. Прилад 15Ш29 мав унікальні на ті часи характеристики і застосовувався для перевірки контрольних елементів систем початкової орієнтації шахтних пускових комплексів.

Збільшена потреба сухопутних військ в гірокомпасах привела до розробки приладу 1Г17. Прилад проектувався з урахуванням порівняно великої серійності випуску і максимального задоволення вимог замовника.

Розвиток ракетобудування і пов'язана з ним зміна військової доктрини потребували створення повністю автоматичних систем початкового орієнтування і, відповідно, гірокомпасів.

В порівняно короткий час була розроблена і поставлена на серійне виробництво ціла гамма автоматичних гірокомпасів, таких як АГК-1, АГК-2, АГК-2М, АГК-4, АГК-5, АГК-5М. В цих гірокомпасах вперше були застосовані методи математичної обробки інформації про поточне положення чутливого елемента під час вільних і прецесійних коливань. В результаті

фундаментальних досліджень для різних алгоритмів обробки інформації була отримана аналітична залежність точності визначення положення рівноваги від часу набору інформації, похибок датчиків кута, параметрів коливань чутливого елемента і шумів, що дозволило обрати ті алгоритми, які значно скоротили час набору інформації без втрати точності. Особливо слід зазначити розроблену і застосовану вперше в автоматичних гірокомпасах методику послідовного визначення стійкого і нестійкого положення динамічної рівноваги прецесійних коливань чутливого елемента, так звану методику „північ-південь”. Упровадження цієї методики дозволило підвищити точність гірокомпасів без збільшення часу їх роботи.

Потребу сухопутних військ в нових гірокомпасах, що розміщувались на рухомих засобах, було задоволено розробкою приладу 1Г40. Однією з вимог, що пред'являлися до гірокомпаса, було забезпечення його працездатності після раптового переміщення рухомого засобу до закінчення роботи приладу, коли чутливий елемент розаретуваний. Для реалізації цієї вимоги було ухвалено рішення відмовитися від торсіона і здійснити підвіс чутливого елемента на керованому електромагніті. В електромагнітному підвісі необхідно забезпечити не тільки необхідну тягову силу і стійкість, але і мінімізувати електромагнітний момент відносно вертикальної осі.

Зібраний воєдино досвід розробки і серійного виготовлення точних автоматичних компасів, а також успіхи в дослідженнях і розробці магнітних підвісів дозволили створити два унікальні прилади – ГТ-3 і АГК-П. Гіроскопічну частину первого приладу – ГТ-3 – побудовано по схемі аналогічній схемі попередніх автоматичних гірокомпасів. В цьому приладі реалізовано раніше згаданий метод „північ-південь”. Вперше у високоточному приладі було застосовано електромагнітний підвіс чутливого елемента. Прилад ГТ-3 створювався для виконання високоточних топогеодезичних робіт. Для забезпечення всього комплексу вимірювань вперше було застосовано роздільну схему розстановки гірокомпаса і теодоліта. Гірокомпас виконував тільки пряме своє призначення – визначав з високою точністю азимут встановленого на ньому контрольного елемента, а високоточний автоколімаційний теодоліт «прив'язувався» до цього контрольного елемента, тим самим переносячи визначений гірокомпасом азимут в свою відлікову систему. Подальші кутовимірні роботи виконувалися за допомогою теодоліта по стандартних методиках. Така схема агрегатування гірокомпаса і теодоліта має серйозні переваги, головною з яких є відсутність необхідності механічного з'єднання теодолітної відлікової системи і відлікової системи гірокомпаса. Прилад ГТ-3 проектувався як повністю автоматичний прилад. Прилад ГТ-3 успішно пройшов випробування в різних кліматичних умовах і був прийнятий на озброєння. Розробники приладу можуть гордитися тим фактом, що при серійному виробництві було забезпечено середньоквадратичну похибку в 3 кут. сек. Переход на сучасну елементну базу дозволив значно скоротити об'єми і вагу електронних блоків. Модернізація привела до створення приладу ГТ-3М.

Другий унікальний прилад – АГК-П – призначався для високоточної системи початкового орієнтування ракет. В цьому приладі було реалізовано

новий метод визначення азимута маятниковим гірокомпасом, що полягає в здійсненні перевороту гіроблоку на 180° відносно горизонтальної осі в поєднанні з методом „північ-південь”. Реалізація такої циклограми роботи стала можливою тільки завдяки застосуванню магнітних підвісів. Внаслідок застосування такого методу досягалася компенсація ряду помилок приладу, що привело до досягнення середньоквадратичної похибки в 2 кут. сек. Вузли і елементи, що використалися в цьому приладі були аналогічні вузлам приладів типу АГК і ГТ-3.

Постійне прагнення до підвищення швидкодії приладів привело до розробки нового методу визначення азимута – так званого «компенсаційного методу». Цей метод полягає в утриманні чутливого елемента шляхом прикладення до нього моменту, що розвивається електромагнітним датчиком, в узгодженному з фотоелектричним автоколіматором положенні і визначені середнього значення утримуючого моменту. Вперше компенсаційний метод було застосовано в приладах серії 1Г40 – 1Г50. Ці прилади повністю автоматично визначають азимут. Частина з них має зорову трубу для візуування на об'єкт, причому фіксація відліків про кутове положення зорової трубы автоматична. При проектуванні цих приладів велику увагу приділялося електромагнітному датчику моментів. Вимагалося сконструювати вимірювальний датчик з широким діапазоном зміни моментів і масштабним коефіцієнтом, що не залежить від температури. Цю задачу було успішно вирішено, а експериментальні дослідження підтвердили, що сконструйований датчик може застосовуватись для реалізації компенсаційного методу у високоточних приладах.

Перед розпадом Радянського Союзу в ЦКБ «Арсенал» приступили до розробки приладів ШВГ-1 і ГТХ.

Прилад ШВГ-1 проектувався як маркшейдерський інструмент для проведення робіт в загазованих і запилених шахтах. Основну увагу при розробці цього приладу надавалося забезпеченням вибухобезпечності. Всі вимоги і рекомендації по створенню приладу у вибухобезпечному виконанні було враховано і документація пройшла відповідну експертизу. ГТХ проектувався як універсальний гіротахеометр для топогеодезичних робіт на місцевості. В цьому приладі планувалося реалізувати новий і дуже перспективний метод визначення азимута. Обидва прилади проектувалися в малогабаритному виконанні із застосуванням найсучаснішої елементної бази. Слід зазначити, що ці прилади є актуальними і перспективними напрямками для розвитку і сьогодні.

Останніми роками в ЦКБ розроблено прилади GT-1730 та GT-20 і ряд їх модифікацій. В цих приладах реалізовано весь досвід, накопичений розробниками гірокомпасів протягом багатьох років. У всіх розроблених приладах застосовано компенсаційний спосіб визначення азимута в поєднанні з методом „північ-південь”. Всі прилади повністю автоматичні в частині визначення азимута. У всіх приладах застосовані магнітні підвіси і позиційні датчики кута типу «індуктосин». Завдяки застосуванню нової елементної бази значно скоротилися габарити приладів, особливо електронних блоків.

Окреме місце серед новітніх приладів займає малогабаритний автоматичний гірокомпас «Чиж». Цей гірокомпас являє собою гіроскопічну насадку до вже існуючих приладів типу бусолі ПАБ-2А і далекоміра 1Д11 та призначений для визначення астрономічного азимута орієнтирного напрямку з використанням кутовимірних пристроїв зазначених приладів. Використання комплекту гіроскопічної насадки дозволить розширити функціональні можливості приладів типу бусолі та далекоміра в умовах бойових дій при відсутності (блокуванні) космічних (або інших) засобів орієнтування.

Гіронасадка «Чиж» має двостепеневий чутливий елемент (навідміну від всіх інших приладів розробки ЦКБ, які мають трьохстепеневий чутливий елемент) та реалізує компенсаційний метод визначення азимута. Середньоквадратична похибка визначення азимута 4 кут. хв. за 3 хвилини в умовах від мінус 40 °С до +50 °С. Основними перевагами цього приладу є прийнятна точність визначення азимута за короткий час у широкому температурному діапазоні, малі габарити та маса, малий час переводу із походного в робочий стан. Цей прилад на сьогоднішній день знаходиться у завершальній стадії виробництва і є перспективною розробкою КП «ЦКБ «Арсенал».

В ініціативному порядку нами розробляються високоточний гірокомпас UGT-А і гіроскопічна насадка для теодоліта ГНТ.

Реалізація в приладі UGT-А нових методологічних прийомів а також застосування нової системи управління чутливим елементом і нових алгоритмів обробки інформації дозволяють упевнено планувати досягнення середньоквадратичної похибки на рівні (1,0 ... 1,5) кут. сек. Цей парилад знаходиться в стадії виробництва на КП «ЦКБ «Арсенал». Напрямки використання UGT-А:

- Визначення астрономічних азимутів орієнтирних напрямків, закріплених геодезичними знаками або спеціальними дзеркальними відбивачами на пунктах геодезичних мереж та в спорудах.
- Створення еталонів азимута для перевірок та еталонування гірокомпасів, гіротеодолітів, навігаційних приладів і т.п.
- Визначення азимутів при виконанні маркшейдерських робіт, при проектуванні і прокладанні шляхопроводів.
- Визначення і контроль азимутів у наземної і підземної полігонометрії.
- Контроль напрямних у великому машинобудуванню, суднобудуванню.
- Прив'язка пунктів геофізичних визначень, орієнтація антен, маяків, оптичних каналів зв'язку.
- Азимутально орієнтація різних об'єктів.
- Орієнтація спеціальних геодезичних мереж.

Проектування гіротеодоліту в сучасних умовах вимагає врахування багатьох факторів. Сучасний гіротеодоліт, як, насамперед, геодезичний інструмент, повинен бути високоточним, універсальним, малогабаритним, мобільним, дешевим приладом. Треба також враховувати той факт, що сучасні

геодезичні прилади (таксометри, теодоліти і т.і.) можуть виконувати функції теодолітної частини гіротеодоліта.

Основною метою створення гіроскопічної насадки ГНТ є розробка конструктивно простого, малогабаритного, зручного в експлуатації, але достатньо точного приладу. Гіроскопічна насадка має наступні особливості:

- В якості теодолітної частини можуть використовуватися геодезичні прилади (в нашому випадку будь-який стандартний теодоліт із автоколімаційною зоровою трубою).

- Вертикальні осі насадки і теодоліта співпадають, а горизонтальні лежать в одній площині.

- Гіроскопічна насадка реалізує компенсаційний метод визначення азимута з використанням стійкого і нестійкого положень рівноваги чутливого елемента, що має торсіонний підвіс.

- Відлікове дзеркало чутливого елемента знаходиться безпосередньо на гіромоторі у вигляді дзеркального торця.

Гіроскопічна насадка до теодоліта має наступні переваги над існуючими гіротеодолітами: простота експлуатації і конструкції, гнучка шкала точності-час, поправка приладу не змінюється із часом, малі габарити і маса, універсальність, мобільність та ін.

Таким чином, розробка наземної маятникової автоматизованої гіроскопічної насадки до теодоліта ГНТ є перспективним напрямком для розвитку і може знайти застосування в багатьох галузях сучасної техніки.

Більш ніж 50-річний досвід створення гірокомпасів і гіротеодолітів та колектив, що складається як з досвідчених фахівців, думками, серцями і руками яких створено вище згадані прилади, так і з молодих спеціалістів, енергія, культура і освідченість яких дозволили в стислі терміни розібратися з технічними проблемами, вникнути в специфіку проектування гірокомпасів, освоїти методи комп'ютерного проектування та моделювання, дозволяють відкривати нові обрії у створенні новітніх засобів азимутального орієнтування в КП «ЦКБ «Арсенал».

УДК 629.13.014

ДЕЯКІ АЛГОРИТМИ КОРЕКЦІЇ ПАРАМЕТРІВ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

Л.Б. Хазанович, В.Г. Щірук, Г.Є. Янкелевич

Національний технічний університет України (КПІ), Науково-виробничий комплекс ВАТ „Київський завод автоматики ім. Г.І. Петровського”
м. Київ, Україна

SOME CORRECTION PARAMETERS ALGORITHMS OF NAVIGATION SYSTEMS

L.B. Hazanovich, V. G. Tciruk, G.Ye. Yankelevich

National Technical University of Ukraine, Open Joint Stock Company
“Scientific Industrial Complex “Kyiv Automatic Plant n.a. G.Petrovsky”, Kyiv,
Ukraine

Вступ

Використання супутниковых радіонавігаційних систем (СРНС) разом з навігаційними системами інших типів дозволяє суттєво зменшити похибки визначення координат рухомих об'єктів.

В доповіді розглянуто математичні засади та проведено аналіз алгоритмів послідовних наближень та зворотного розповсюдження для визначення похибок курсових систем, систем обчислювання шляху та корекції цих похибок за допомогою зовнішньої інформації, наприклад, з СРНС при русі судна на протязі декількох годин з малими лінійними прискореннями та кутовими швидкостями середнє значення яких наближається до нуля.

Математичні засади використання алгоритму послідовних наближень

Нехай судно рухається курсом $K(t)$ з лінійною швидкістю $V(t)$ відносно води. Тоді в географічній системі координат вирази для зміни широти та довготи місця положення судна можна записати так

$$\begin{aligned} \frac{1}{R} \left[\int_t^{t+T} \cos[K(t) + \chi] V(t) dt + V_{T\phi} T \right] &= \Delta\varphi, \\ \frac{1}{R \cos\varphi} \left[\int_t^{t+T} \sin[K(t) + \chi] V(t) dt + V_{T\lambda} T \right] &= \Delta\lambda, \end{aligned} \quad (1)$$

де R - радіус земної сфери, φ, λ - широта та довгота місця положення судна, χ - кут між подовжнюю віссю судна та вектором його швидкості, $V_{T\varphi}, V_{T\lambda}$ - складові швидкості течії вздовж меридіана та паралелі відповідно, T - інтервал часу між корекціями від СРНС.

На інтервалі часу $[t_{i-1}, t_i]$, де $t_i = t_{i-1} + T$, істинний курс судна представимо таким чином

$$K(t) = K_{pi}(t) + \Delta K_{i-1} + \Delta_{Ki}, \quad (2)$$

де $K_{pi}(t)$ - курс судна, який визначається по курсовому приладу, ΔK_{i-1} - величина, що корегує похибку курсового приладу та підрахована по інформації від СРНС, яка отримана в момент t_{i-1} , Δ_{Ki} - похибка визначення курсу на інтервалі часу $[t_{i-1}, t_i]$, яка виникає в наслідок того, величина ΔK_{i-1} враховує похибку, яка визначається по даним, одержаним на момент часу t_{i-1} . Звідки

$$\Delta K_i = \Delta K_{i-1} + \Delta_{Ki}. \quad (3)$$

Швидкість $V(t)$ на тому ж інтервалі часу представимо так

$$V(t) = V_{Li}(t) + \Delta V_{Li-1} + \Delta_{Li}, \quad (4)$$

де $V_{Li-1}(t)$ - швидкість судна, яка визначається по лагу, ΔV_{Li-1} - величина, що корегує похибку лагу та підрахована по інформації від СРНС, яка отримана в момент t_{i-1} , Δ_{Li} - похибка визначення швидкості судна відносно води на інтервалі часу $[t_{i-1}, t_i]$, яка виникає в наслідок того, величина ΔV_{Li-1} враховує похибку, яка визначається по даним, одержаним на момент часу t_{i-1} . Звідки

$$\Delta V_{Li} = \Delta V_{Li-1} + \Delta_{Li}. \quad (5)$$

З вище зазначеного випливає, що на кожному з інтервалів часу $[t_{i-1}, t_i]$ курс судна та його швидкість можна визначити тільки наближеними значеннями, тобто

$$K(t) \approx K_{pi}(t) + \Delta K_{i-1}, V(t) \approx V_{Li}(t) + \Delta V_{Li-1}. \quad (6)$$

Запишемо вирази для значень зміни широти та довготи місця положення судна при відсутності похибок в визначені курсу та швидкості судна, використовуючи формули (1,2,4), та при визначені курсу та швидкості судна, за допомогою формул (1,6). Будемо мати

$$\frac{1}{R} \left[\int_t^{t+T} \cos[K_{pi}(t) + \Delta K_{i-1} + \Delta_{Ki} + \chi] (V_{Li}(t) + \Delta V_{Li-1} + \Delta_{Li}) dt + V_{T\varphi i} T \right] = \Delta \varphi_{1i}, \quad (7)$$

$$\frac{1}{R} \left[\int_t^{t+T} \cos[K_{pi}(t) + \Delta K_{i-1} + \chi] (V_{Li}(t) + \Delta V_{Li-1}) dt + V_{T\varphi i} T \right] = \Delta \varphi_{2i}, \quad (8)$$

$$\frac{1}{R \cos \varphi_i} \left[\int_t^{t+T} \sin[K_{pi}(t) + \Delta K_{i-1} + \Delta_{Ki} + \chi] (V_{Li}(t) + \Delta V_{Li-1} + \Delta_{Li}) dt + V_{T\lambda i} T \right] = \Delta \lambda_{1i}, \quad (9)$$

$$\frac{1}{R \cos \varphi_i} \left[\int_t^{t+T} \sin[K_{pi}(t) + \Delta K_{i-1} + \chi] (V_{Li}(t) + \Delta V_{Li-1}) dt + V_{T\lambda i} T \right] = \Delta \lambda_{2i}, \quad (10)$$

де $\Delta \varphi_{1i}, \Delta \varphi_{2i}$ - точне (підраховане) та реальне значення зміни широти місця положення судна, $\Delta \lambda_{1i}, \Delta \lambda_{2i}$ - точне (підраховане) та реальне значення зміни довготи місця положення судна.

Розіб'ємо інтервал часу T на невеликі інтервали τ на яких поточний курс та швидкість запишемо відповідно у вигляді

$$K_{pij}(t) = k_{ij} + \omega_{ij}t, V_{Lij}(t) = v_{ij} + a_{ij}t, \quad (11)$$

де k_{ij}, v_{ij} - курс та лінійна швидкість судна у момент часу t_{ij} , ω_{ij}, a_{ij} - кутова швидкість та лінійне прискорення судна на інтервалі часу τ , $t_{ij} \leq t \leq t_{ij} + \tau$. Приймемо, що ω_{ij}, a_{ij} - стали на відповідному інтервалі часу величини, які можуть бути різними на кожному з інтервалів τ .

Враховуючи зазначене з виразів, що визначають величини змін широти та довготи, матимемо:

$$\Delta_{Li} = R\tau \frac{\Delta\varphi_i \sum_{j=1}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) \cos \theta_{ij} + \Delta\lambda_i \cos \varphi_i \sum_{j=1}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) \sin \theta_{ij}}{\det A_i}, \quad (12)$$

$$\Delta_{Ki} = R\tau \frac{\Delta\lambda_i \cos \varphi_i \sum_{j=1}^n \cos \theta_{ij} - \Delta\varphi_i \sum_{j=1}^n \sin \theta_{ij}}{\det A_i},$$

де $n = \frac{T}{\tau}$, $v_{ij+1} = v_{ij} + a_{ij}\tau$ - лінійна швидкість судна наприкінці j інтервалу часу τ , $\theta_{ij} = k_{ij} + \Delta K_{i-1} + \chi$,

$$\begin{aligned} \det A_i &= \tau^2 [\sum_{j=1}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) \cos \theta_{ij} \sum_{m=1}^n \cos \theta_{im} + \sum_{j=1}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) \sin \theta_{ij} \sum_{m=1}^n \sin \theta_{im}] = \\ &= \tau^2 [\sum_{j=1}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) + \sum_{j=1(j \neq m)}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) \cos \theta_{ij} \sum_{m=1(j \neq m)}^n \cos \theta_{im} + \\ &\quad + \sum_{j=1(j \neq m)}^n (v_{ij+1} + \Delta V_{Li-1}) \sin \theta_{ij} \sum_{m=1(j \neq m)}^n \sin \theta_{im}]. \end{aligned}$$

Тут також $\det A_i \neq 0$. Ця нерівність означає, що шлях, пройдений судном не повинен дорівнювати нулю. Як можна бачити для підрахування похибок Δ_{Li}, Δ_{Ki} за допомогою виразів (12) знання значень кутової швидкості та лінійного прискорень судна не потрібні.

Для того, щоб одержати відповідні вирази для підрахування похибок для систем обчислювання пройденого шляху введемо позначення:

$$S_{ij+1} = s_{ij+1} + \Delta S_{i-1} + \Delta_{Si}, \quad (13)$$

де S_{ij+1} - істинний шлях, пройдений судном, на інтервалі часу $[t_{i-1}, t_i]$, s_{ij+1} - шлях, пройдений судном на $j+1$ інтервалі часу τ , який визначається по приладу обчислювання шляху, ΔS_{i-1} - величина, що корегує похибку приладу обчислювання пройденого шляху та підрахована по інформації від СРНС, яка отримана в момент t_{i-1} , Δ_{Si} - похибка визначення пройденого шляху на інтервалі часу $[t_{i-1}, t_i]$, яка виникає в наслідок того, величина ΔS_{i-1} враховує похибку, яка визначається по даним, одержаним на момент часу t_{i-1} . Звідки

$$\Delta S_i = \Delta S_{i-1} + \Delta_{Si}. \quad (14)$$

Тоді з виразу (12) будемо мати:

$$\begin{aligned}
\Delta_{L_i} &= R \frac{\Delta\varphi_i \sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \cos \theta_{ij} + \Delta\lambda_i \cos \varphi_i \sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \sin \theta_{ij}}{\det A_i}, \\
\Delta_{S_i} &= R\tau \frac{\Delta\varphi_i \sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \cos \theta_{ij} + \Delta\lambda_i \cos \varphi_i \sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \sin \theta_{ij}}{\det A_i}, \\
\Delta_{K_i} &= R\tau \frac{\Delta\lambda_i \cos \varphi_i \sum_{j=1}^n \cos \theta_{ij} - \Delta\varphi_i \sum_{j=1}^n \sin \theta_{ij}}{\det A_i}, \\
\det A_i &= \tau [\sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \cos \theta_{ij} \sum_{m=1}^n \cos \theta_{im} + \sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \sin \theta_{ij} \sum_{m=1}^n \sin \theta_{im}] = \\
&= \tau [\sum_{j=1}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) + \sum_{j=1, j \neq m}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \cos \theta_{ij} \sum_{m=1, m \neq j}^n \cos \theta_{im} + \\
&\quad + \sum_{j=1, j \neq m}^n (s_{ij+1} + \Delta S_{i-1}) \sin \theta_{ij} \sum_{m=1, m \neq j}^n \sin \theta_{im}].
\end{aligned} \tag{15}$$

З виразів (12, 15) також випливає, що величини $\Delta_{L_i}, \Delta_{K_i}, \Delta_{S_i}$ наближаються до нуля при наближенні $\Delta\varphi_i, \Delta\lambda_i$ до нуля, тобто поступово зменшуються до значень, які визначаються похибками СРНС знаходження місця положення судна в горизонтальній площині. Значення до яких наближаються величини $\Delta_{L_i}, \Delta_{K_i}, \Delta_{S_i}$ можна знайти з виразів (12, 15), підставивши в них замість $\Delta\varphi_i = \frac{\Delta s}{R}$, $\Delta\lambda_i = \frac{\Delta s}{R \cos \varphi_i}$, де Δs - середнєквадратичне значення похибки СРНС знаходження місця положення судна в горизонтальній площині.

Математичні засади використання алгоритму зворотного розповсюдження

Тепер розглянемо можливість використання методу зворотного розповсюдження в процесі корекції параметрів навігаційних систем. Вираз (1) запишемо так

$$\begin{aligned}
\frac{1}{R} \int_t^{t+T} (V_x \cos \psi + V_y \sin \psi) dt &= \Delta\varphi, \\
\frac{1}{R \cos \varphi} \int_t^{t+T} (V_y \cos \psi - V_x \sin \psi) dt &= \Delta\lambda,
\end{aligned} \tag{16}$$

де ψ - поточний курс, яким рухається об'єкт, V_x, V_y - подовжня та поперечна складові швидкості руху об'єкту, $\Delta\varphi, \Delta\lambda$ - зміни широти φ та довготи λ місця положення об'єкту, T - час за який підраховується $\Delta\varphi, \Delta\lambda$, тобто час між корекціями системи від СРНС, t - поточний час.

Швидкість V та курс ψ з яким рухається об'єкт запишемо так $V = k_v U_v + \theta_v + \chi_v t$, $\psi = k_\psi U_\psi + \theta_\psi + \chi_\psi t$, де k_v, k_ψ - коефіцієнти передачі каналів швидкості та курсу, $\theta_v, \chi_v, \theta_\psi, \chi_\psi$ - адитивні складові похибок, U_v, U_ψ - керуючі

впливи каналів швидкості та курсу. За рахунок похибок параметрів k_v, k_ψ , а також $\theta_v, \chi_v, \theta_\psi, \chi_\psi$ швидкість V та курс ψ відрізняються від розрахованих V_p та ψ_p . Скорегувати цю різницю можна шляхом корекції параметрів системи чи шляхом корекції впливів, що задаються для відпрацювання, тобто величин V_p , ψ_p .

Запишемо

$$\begin{aligned} V_{kxi} &= V_{xi} w_{xi} - \theta_{xi} - \chi_{xi} t, \\ V_{kyi} &= V_{yi} w_{yi} - \theta_{yi} - \chi_{yi} t, \\ \psi_{ki} &= \psi_i w_{\psi i} - \theta_{\psi i} - \chi_{\psi i} t, \end{aligned} \quad (17)$$

де $w_{xi}, w_{yi}, w_{\psi i}$ - масштабні коефіцієнти корекції подовжньої та поперечної складових швидкостей руху та курсу об'єкту, $\theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{\psi i}$ - постійні складові зміщення відповідних швидкостей та курсу, $\chi_{xi}, \chi_{yi}, \chi_{\psi i}$ - коефіцієнти пропорційності складових зміщень відповідних швидкостей та курсу, пропорційних часу, ψ_i - поточний курс, яким рухається об'єкт на інтервалі часу T_i між i та $i+1$ корекціями, V_{xi}, V_{yi} - подовжня та поперечна складові швидкості руху об'єкту на інтервалі часу T_i між i та $i+1$ корекціями, ψ_{ki} - курс, яким повинен рухатися об'єкт по траєкторії, що мінімізує вибраний критерій якості (розрахункове значення), V_{kxi}, V_{kyi} - подовжня та поперечна складові швидкості руху об'єкту по траєкторії, що мінімізує вибраний критерій якості (розрахункові значення). Масштабні коефіцієнти та параметри зміщень з виразів (17) знаходяться такими, щоб мінімізувати вибраний критерій якості. Задамо такий критерій якості

$$I_i = 0,5[(\Delta\varphi_{pi} - \Delta\varphi_{ki})^2 + (\Delta\lambda_{pi} - \Delta\lambda_{ki})^2], \quad (18)$$

де $V_{pxi}, V_{pyi}, \psi_{pi}$ - значення проекцій швидкості та курсу, які на інтервалі $i, i+1$ розраховуються із необхідності забезпечити бажаних змін широти $\Delta\varphi_{pi}$ та довготи $\Delta\lambda_{pi}$ положення об'єкту у відповідністю з формулою (16). Координати $\Delta\varphi_{ki}, \Delta\lambda_{ki}$ також розраховуються шляхом підстановки (17) в (16).

Знайдені шляхом мінімізації критерію (18) параметри $w_{xi}, w_{yi}, w_{\psi i}$, $\theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{\psi i}$, $\chi_{xi}, \chi_{yi}, \chi_{\psi i}$ використовуються на наступному інтервалі часу для визначення відкоригованих швидкості та курсу, які задаються для відпрацювання, як програмні:

$$\begin{aligned} V_{kpxi+1} &= V_{pxi+1} w_{xi} - \theta_{xi} - \chi_{xi} t, \\ V_{kpyi+1} &= V_{pyi+1} w_{yi} - \theta_{yi} - \chi_{yi} t, \\ \psi_{kpi+1} &= \psi_{pi+1} w_{\psi i} - \theta_{\psi i} - \chi_{\psi i} t. \end{aligned} \quad (19)$$

Для мінімізації критерію (18) знайдемо похідні

$$\begin{aligned} \frac{\partial I_i}{\partial w_{xi}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial w_{xi}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial w_{xi}}, \\ \frac{\partial I_i}{\partial w_{yi}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial w_{yi}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial w_{yi}}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial I_i}{\partial \theta_{xi}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \theta_{xi}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial \theta_{xi}}, \\
\frac{\partial I_i}{\partial \theta_{yi}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \theta_{yi}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial \theta_{yi}}, \\
\frac{\partial I_i}{\partial \chi_{xi}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \chi_{xi}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial \chi_{xi}}, \\
\frac{\partial I_i}{\partial \chi_{yi}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \chi_{yi}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial \chi_{yi}}, \\
\frac{\partial I_i}{\partial w_{\psi i}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial w_{\psi i}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial w_{\psi i}}, \\
\frac{\partial I_i}{\partial \theta_{\psi i}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \theta_{\psi i}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial \theta_{\psi i}}, \\
\frac{\partial I_i}{\partial \chi_{\psi i}} &= (\Delta\varphi_{ki} - \Delta\varphi_{pi}) \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \chi_{\psi i}} + (\Delta\lambda_{ki} - \Delta\lambda_{pi}) \frac{\partial \Delta\lambda_{ki}}{\partial \chi_{\psi i}}.
\end{aligned} \tag{20}$$

Відповідно методу зворотного розповсюдження [1] значення параметрів $w_{xi}, w_{yi}, w_{\psi i}, \theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{\psi i}, \chi_{xi}, \chi_{yi}, \chi_{\psi i}$ на наступному інтервалі $i+1$ можна підрахувати так:

$$w_{xi+1} = \Delta w_{xi} + w_{xi}, \quad w_{yi+1} = \Delta w_{yi} + w_{yi}, \quad \chi_{xi+1} = \Delta \chi_{xi} + \chi_{xi}, \tag{21}$$

$$\theta_{xi+1} = \Delta \theta_{xi} + \theta_{xi}, \quad \theta_{yi+1} = \Delta \theta_{yi} + \theta_{yi}, \quad \chi_{yi+1} = \Delta \chi_{yi} + \chi_{yi},$$

$$w_{\psi i+1} = \Delta w_{\psi i} + w_{\psi i}, \quad \theta_{\psi i+1} = \Delta \theta_{\psi i} + \theta_{\psi i}, \quad \chi_{\psi i+1} = \Delta \chi_{\psi i} + \chi_{\psi i},$$

де приrostи $\Delta w_{xi} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial w_{xi}}$, $\Delta w_{yi} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial w_{yi}}$, $\Delta \theta_{xi} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial \theta_{xi}}$, $\Delta \theta_{yi} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial \theta_{yi}}$,

$\Delta \chi_{xi} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial \chi_{xi}}$, $\Delta \chi_{yi} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial \chi_{yi}}$, $\Delta w_{\psi i} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial w_{\psi i}}$, $\Delta \theta_{\psi i} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial \theta_{\psi i}}$, $\Delta \chi_{\psi i} = -\varepsilon \frac{\partial I_i}{\partial \chi_{\psi i}}$, ε – мала величина, $\varepsilon > 0$. Наведені похідні розраховуються на поточному інтервалі. При вірному вибору шагу ε на кожному інтервалі ітерації між корекціям величина I , підрахована із значеннями параметрів, визначених з (21), наближається до локального мінімуму.

Для знаходження похідних від I треба знайти похідні від $\Delta\varphi_{ki}, \Delta\lambda_{ki}$ з правих частин виразів (20). Для цього використаємо вирази (16).

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial w_{xi}} &= \frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} V_{xi} \cos \psi_{ki} dt, \quad \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial w_{yi}} = \frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} V_{yi} \sin \psi_{ki} dt, \\
\frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \chi_{xi}} &= -\frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} t \cos \psi_{ki} dt, \quad \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \chi_{yi}} = -\frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} t \sin \psi_{ki} dt, \\
\frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \theta_{xi}} &= -\frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} \cos \psi_{ki} dt, \quad \frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \theta_{yi}} = -\frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} \sin \psi_{ki} dt, \\
\frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial w_{\psi i}} &= \frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} \psi_i (-V_{kxi} \sin \psi_{ki} + V_{kyi} \cos \psi_{ki}) dt, \\
\frac{\partial \Delta\varphi_{ki}}{\partial \chi_{\psi i}} &= \frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} t (V_{kxi} \sin \psi_{ki} - V_{kyi} \cos \psi_{ki}) dt,
\end{aligned} \tag{22}$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \Delta \varphi_{ki}}{\partial \theta_{\psi_i}} &= \frac{1}{R} \int_{t_i}^{t_i+T_i} (V_{kxi} \sin \psi_{ki} - V_{kyi} \cos \psi_{ki}) dt, \\
\frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial w_{xi}} &= -\frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} V_{xi} \sin \psi_{ki} dt, \quad \frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial w_{yi}} = \frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} V_{yi} \cos \psi_{ki} dt, \\
\frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial \chi_{xi}} &= \frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} t \sin \psi_{ki} dt, \quad \frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial \chi_{yi}} = -\frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} t \cos \psi_{ki} dt, \\
\frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial \theta_{xi}} &= \frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} \sin \psi_{ki} dt, \quad \frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial \theta_{yi}} = -\frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} \cos \psi_{ki} dt, \\
\frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial w_{\psi_i}} &= -\frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} \psi_i (V_{kxi} \cos \psi_{ki} + V_{kyi} \sin \psi_{ki}) dt, \\
\frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial \chi_{\psi_i}} &= \frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} t (V_{kxi} \cos \psi_{ki} + V_{kyi} \sin \psi_{ki}) dt, \\
\frac{\partial \Delta \lambda_{ki}}{\partial \theta_{\psi_i}} &= \frac{1}{R \cos \varphi_i} \int_{t_i}^{t_i+T_i} (V_{kxi} \cos \psi_{ki} + V_{kyi} \sin \psi_{ki}) dt.
\end{aligned}$$

Для того, щоб знайти інтеграли в виразах (22) розіб'ємо відрізок часу між корекціям T_i на інтервали τ_i на яких лінійне прискорення та кутову швидкість об'єкту можна прийняти постійними. Далі виконуємо перетворення, подібні тим, що наведені вище та знаходимо значення похідних, а потім за допомогою формул (21) новізначення параметрів.

Висновки

На прикладі системи курсових систем злічення шляху показано можливість використання алгоритмів послідовних наближень та зворотного розповсюдження для корекції параметрів таких систем з метою зменшення їх похибок, а також можливість використання зазначених методів для корекції параметрів деяких інших типів навігаційних систем.

Бібліографічний список

- [1] Заїнцев І.В., «Нейронные сети: основные модели», Воронеж: ВГУ, 1999, 76 с.

THE WHOLE NUMBER KINEMATIC PARAMETERS IN STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS

Igor Bogatsky

bogatsky@mycard.net.ua

Alexander Leonets

Central Research Institute of Navigation and Control, Kyiv, Ukraine,
leon_ol@svitonline.com

To reduce the computational burden of the strapdown inertial navigation system (SINS) computer, the SINS algorithms are split into slow-, average- and fast-rate parts [1]. The fast-rate algorithms account for the most of the SINS computer burden. They include algorithms to determine body attitude parameters with respect to the inertial coordinate frame (CF) and inertial velocity increments due to non-gravitational forces. These algorithms immediately process accelerometer and gyro output data.

The SINS gyros and accelerometers are of a pulse output. The pulse frequency is proportional to the input signals. The body attitude with respect to the inertial CF and body inertial velocity due to non-gravitational forces are determined from numbers of pulses coming from each sensor and accumulated by reverse counters on sequential data-sampling steps.

However, in case of changes in the body angular rate and linear velocity within each step due to body intense maneuvers and vibration at the place where the inertial measurement unit (IMU) is mounted, this approach causes big errors.

To solve this problem and to reach the highest possible SINS accuracy for given IMU sensors, one may try to process each pulse coming from sensors, i. e. to determine the body attitude and inertial velocity due to non-gravitational forces any time a pulse comes from any IMU sensor [2]. However, this approach places heavy demands on SINS computer performance.

This report describes a new method that makes it possible to process each pulse coming from sensors without placing heavy demands on SINS computer speed. The approach uses values called the whole number kinematic parameters.

1. THE WHOLE NUMBER KINEMATIC PARAMETERS (WNKP)

The new method to determine the body attitude parameters and body velocity vector due to non-gravitational forces has been proposed by V. Sokol. It uses the WNKP, which are determined in a special-purpose electronic unit specially designed for this purpose.

The idea of the method is that, in case of pulse sensor output, to determine more accurately the increments of the body attitude parameters (direction cosine matrix (DCM), quaternion, orientation vector) and those of the body velocity vector due to non-gravitational forces within a data-sampling step, we may use not only the numbers of pulses accumulated within this step in reverse counters for each sensor, but also the relative order of pulses coming from the sensors as well.

Therefore, in addition to numbers of pulses accumulated in reverse counters for each sensor we should also determine some parameters that depend on the relative order of pulses coming from the IMU sensors within a data-sampling step.

Such parameters shall meet the following requirements:

1. They shall change at a rate at which pulses come from IMU sensor outputs (up to 1 MHz).
2. To make the previous requirement possible, we shall determine them using the simplest operations (addition-subtraction of whole numbers).
3. The increments of the body attitude parameters and the body velocity vector due to non-gravitational forces for a data-sampling step shall be determined using the whole number parameters accumulated within this step.

Based on these requirements, several WNKPs groups to calculate various attitude parameters (DCM, quaternion, orientation vector) and the body velocity due to non-gravitational forces have been derived. Each WNKPs group consists of two WNKPs levels:

- the WNKPs of the first level are numbers of pulses accumulated in a data-sampling step by reverse and non-reverse counters
- the WNKPs of the second level are parameters which depend on relative order of pulses coming from separate sensors within this data-sampling step

The table below shows the number of WNKPs of the first and second level needed to determine the increments of various attitude parameters and those of the body velocity vector due to non-gravitational forces within a data-sampling step.

Table 1.

	Direction Cosine Matrix	Quaternion	Orientation Vector	Velocity Vector
First level	6	6	3	3
Second level	9	6	3	6

As you can be seen from the table, the minimum number of WNKPs, the minimum number of operations required for their determination, and the simplest WNKPs determination unit will be when we use the orientation vector components as attitude parameters (as intermediate attitude parameters [3]).

To explain the procedure to determine attitude parameters, we will use, as an example, the procedure to determine the DCM using the orientation vector components as intermediate attitude parameters.

The WNKPs to determine the orientation vector components are calculated in a special-purpose unit of which three inputs are connected to the outputs of the three gyros. At the beginning of a data-sampling step, the WNKPs are cleared. As pulses come from the gyros, the WNKPs are being modified. At the end of the data-sampling

step, the SINS computer reads six WNKPs and calculates from them the orientation vector components. The body-to-inertial transformation matrix C is calculated as follows:

$$C(t_{k+1}) = C(t_k) \Delta C, \quad (1)$$

where t_k is the time of the beginning of the $(k+1)^{th}$ data sampling step;
 t_{k+1} is the time of the end of the $(k+1)^{th}$ data sampling step (i.e. the time of the beginning of the $(k+2)^{th}$ data sampling step);

$$\Delta C = E + \Phi + \Phi^2/2 + \Phi^3/6,$$

where $\Phi = \begin{pmatrix} 0 & -\varphi_z & \varphi_y \\ \varphi_z & 0 & -\varphi_x \\ -\varphi_y & \varphi_x & 0 \end{pmatrix}$

where $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ are the orientation vector components calculated using the six WNKPs (see the table).

Note: The ΔC matrix can be calculated not only using $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$, but also 15 WNKPs calculated by a more complicated WNPK unit (see the table).

The body inertial velocity vector increment due to non-gravitational forces in a data-sampling step is determined in a similar way in a special-purpose unit of which the first three inputs are connected to the outputs of the three gyros and another three inputs are connected to the outputs of the three accelerometers. At the beginning of a data-sampling step, the WNKPs are cleared. As pulses come from the gyros and accelerometers, the WNKPs are being modified. At the end of a data-sampling step, the SINS computer reads nine WNKPs and calculates the velocity vector increment components in the body-fixed CF. The velocity vector increment components in the inertial CF are calculated as follows:

$$\Delta u = C(t_{k+1}) v, \quad (2)$$

where Δu is the body inertial velocity vector increment due to non-gravitational forces within the time $\Delta t_{k+1} = t_{k+1} - t_k$ in the inertial CF;

v is the body inertial velocity vector increment due to non-gravitational forces within the time $\Delta t_{k+1} = t_{k+1} - t_k$ in the body CF.

The time $\Delta t_{k+1} = t_{k+1} - t_k$ is to be chosen out of the range 0.01-1.0 sec based on the required rate of SINS data output and allowable errors caused by the limitation of the WNPK number by the first two levels.

The C matrix and velocity vector increments, which are calculated using the WNKPs, are to be used in the SINS algorithms in place of the C matrix and velocity vector increments calculated through solving the corresponding differential equations at a very high rate.

From the above it appears that, in comparison with the standard SINS algorithms, the new approach makes it possible to process each pulse coming from the gyros and accelerometers (in a special-purpose unit of which the operation depends on relative order of pulses) without placing heavy demands on the SINS computer performance. Moreover, thanks to that the body-inertial attitude parameters and velocity vector increments due to non-gravitational forces are calculated with the use of the WNKPs (not through solving the differential

equations at a very high rate in the computer), the new approach makes it possible to reduce considerably the SINS computer computational burden.

3. USING THE WNKPs IN THE SINS ALGORITHM

3.1. Determination of the WNKPs for various types of gyro dither motion

The following three types of gyro dither are used in the SINS IMU:

- Rotation of the whole IMU
- Separate dither of each of the three single-axis ring-laser gyros (RLG)
- Dither of a monolithic three-axis RLG, the accelerometers are mounted on the IMU frame

Rotation of the whole IMU: In this case, the gyros measure the total vector of IMU angular rate. The algorithm calculates the IMU attitude parameters with respect to the inertial CF. One may determine the body attitude with the use of an outside pick-up producing the IMU angle of rotation with respect to the body. In case of this gyro dither, the procedure of WNP calculation does not differ from that described in Section 2.

Separate dither of each of the three single-axis RLGs: Now this architecture of the laser-gyro IMU is the most widespread. In this case, a gyro measures the projection of the body angular rate vector on its input axis along with its dither angular rate. In the standard SINS algorithm, the dither motion is compensated either by filtering the gyro output or by measuring the gyro angle with respect to the IMU case and by subtracting it from the gyro output. A combination of these two methods is also used.

An analysis shows that the use of the WNKPs for this type of dither motion is possible in the event that the angle pick-up output is similar to the gyro output, i.e. after rotating by a definite angle, a positive or negative pulse comes from the pick-up. The number of the WNKPs used for determination of the above-mentioned attitude parameters and velocity vector increments increases. The outputs of the three pick-ups along with the gyros and accelerometers outputs are connected to the inputs of the more complicated WNP unit. The WNKPs are being modified not only when pulses come from the gyros/accelerometers, but from pick-up outputs as well. At the end of a data-sampling step, the SINS computer reads the WNKPs and calculates the attitude parameters/velocity vector increment for this step. In case of this dither motion, the more complicated pick-ups are required to measure gyro dither angles.

Dither of a monolithic three-axis RLG: Using the WNKPs in an IMU of this architecture gives additional advantages. In the case of this type of dither motion the three-axis gyro oscillates about an axis that is directed in such a way that the projections of the dither angular rate on three gyro input axes are approximately equal to each other. Accelerometers are fixed to the IMU frame. In this case, the gyro measures the projections of the body angular rate vector together with the projections of its dither angular rate. In the standard SINS algorithm, the dither motion is compensated by measuring the angle of the gyro with respect to the IMU case and by considering it in the SINS algorithm.

The procedure to determine the WNKPs for this type of dither motion has been developed having regard to the following:

- The attitude may be calculated using the WNKPs taken at a variable rate. The algorithm to calculate the attitude using the WNKPs does not change (since the increments of the body attitude parameters in a time interval only depend on the WNKPs accumulated in this time interval). Unlike the WNP algorithm, the standard attitude algorithms are derived based on the assumption of a constant rate of calculations. In case of variable rate, the algorithm assumes a more complicated form. Moreover, in this case, the length of each data-sampling step has to be measured.
- The three-axis gyro and accelerometers will measure the angular rate and specific force vectors in projections on axes of different CFs (the gyro – on the gyro CF, the accelerometers – on the IMU CF).
- The simplest design and the ultimate in accuracy of the angle pick-up will be in the case of its operating as a zero-point sensor.

Having regard to the foregoing, we are proposing the following procedure to determine the attitude parameters and the velocity vector:

- To calculate the attitude parameters, the WNKPs are calculated according to the procedure described in Section 2.
- The WNKPs are read and cleared when the gyro crosses the pick-up zero point at the instant nearest to the end of a data-sampling step.
- The numbers of pulses accumulated in the accelerometer reverse counters are read and cleared at the same instant of time.
- The attitude parameters are calculated with the use of the WNKPs. The increments of the body inertial velocity due to non-gravitational forces are calculated using the standard algorithm or variable-step algorithm (in the former case differences in the step length are neglected, in the latter case the step length is measured).
- If required, the attitude parameters and velocity vector are calculated at the end of a data-sampling step through interpolation.

Hence, when using the WNKPs in a SINS with a three-axis gyro, the dither angle pick-up may be simpler. However, the need to measure a variable step may arise.

3.2. Compensation of IMU sensor errors when using the WNKPs

The error model of the ISU consists of the following components:

- Gyro and accelerometer biases
- Gyro and accelerometer scale factor errors
- Gyro and accelerometer input axis misalignments

Signals to compensate these errors are often added to the sensor signals. When using the WNKPs, one may use the following two approaches to compensate these errors:

- The compensating signals are introduced to the first level WNKPs (numbers of pulses accumulated in the reverse and non-reverse counters) before calculating the attitude parameters (ΔC , ϕ) and the velocity vector increments (v). The influence of the sensor errors on the second level WNKPs are ignored.
- The compensating signals are introduced to the attitude parameters (ΔC , ϕ) and the velocity vector increments (v) after calculating them from the WNKPs. The compensating signals are introduced by multiplying by the compensating matrix and by adding the compensating vector calculated from the sensor errors.

4. SIMULATION

We have tested the WNP approach through simulation. For this purpose, we have developed a simulation program having regard to the following:

- To determine the WNKPs, it is necessary to know the relative order of pulses coming from the three gyros.
- Since it is very difficult to determine the relative order of pulses for an arbitrary changing manner of gyro input signals, the authors have restricted the simulation to the case when gyro input signals are explicit functions of time.
- The gyro input signal includes both the body angular rate and dither one.

The most widespread test motion used to test SINS attitude algorithms is the coning motion. Coning is a particular combination of rotations where the rotation angle increments about two of the body axes vary in the harmonic manner, while about the third – in the linear manner.

The gyro dither is usually gyro angular oscillations about a given axis. The frequency of these oscillations falls in the range between 200 and 500 Hz, and the amplitude is of some arc-min. The dither rotation angle varies in a sine manner with some noise. It should be noted that the noise does not change considerably the shape of the angle curve and does not influence considerably the time of pulse appearance. Therefore, we have assumed for the simulation that the dither rotation angle varies in a harmonic manner.

Hence, for the test and dither motions described above, in order to determine the time of appearance of the next pulse from each gyro, we need to solve the following equation for the unknown time t:

$$A_1 \sin(\omega_1 t + \varphi_1) + A_2 \sin(\omega_2 t + \varphi_2) = C, \quad (3)$$

where A_1 , ω_1 , φ_1 , A_2 , ω_2 , φ_2 are the amplitudes, frequencies and phases of the test and dither motion, respectively.

The equation (3) is an equation that can be only solved by a numerical method (in the general case).

To determine the relative order of pulses coming from three gyros, we do not need to calculate exactly the time of appearance of the next pulse. We only need to make sure that the next pulse comes from a given gyro earlier than from the other two gyros.

We have developed the simulation program having regard to the above-mentioned special features of this problem. The program carries out the following procedure:

1. The functions of time describing gyro input signals are specified (for both the body and dither motions).

2. For each of the gyros, the time interval $[t_{1i}, t_{2i}]$ ($i = x, y, z$), within which the time of appearance of the next pulse lies, is determined.

3. For each of the gyros, the equations (3) are solved by the half-division method until the time t_{2i} ($i = x, y, z$) for one of the gyros is less than time t_{1j} (j is not equal to i) for the other two gyros.

4. If it occurs, this means that a pulse comes from this gyro, and the WNKPs are modified. Then for this gyro, the interval $[t_{1i}, t_{2i}]$ ($i = x, y, z$), within which the instant of the next pulse appearance lies, is determined.

5. If the variables t_{1i} ($i = x, y, z$) become more than t_k (the time of the end of the k^{th} time interval), the attitude parameters are calculated with the use of the WNKPs and the WNKPs are cleared.

6. The steps 1-5 are repeated for the $(k+1)^{\text{th}}$ time interval.

7. The attitude parameters, calculated with the use of the WNKPs, are compared with the true attitude parameters. The difference is the error of the WNP algorithm.

We have carried out the simulation for the following parameters of the coning motion:

- (a) Cone angle – 1 deg., frequency of coning motion – 5 Hz

- (b) Cone angle – 0.5 deg., frequency of coning motion – 10 Hz

- (c) Cone angle – 0.25 deg., frequency of coning motion – 20 Hz

During the simulation, we have used the following parameters of the dither of a monolithic three-axis RLG: frequency – 200 Hz, amplitude – 2 arc-min.

The attitude parameters (the DCM) are determined from the WNKPs according to the procedure described in section 2.1 (the WNKPs are read and the attitude is calculated at the frequency of 100 Hz at the instants of gyro crossing the zero).

For comparison, we have also determined the attitude parameters with the use of a standard SINS algorithm (two-step, of the fourth order [4]). After that, we have calculated the modulus of the vector of attitude difference between the calculated and true attitude.

Figures 1-3 presents the results of the simulation. The analysis of figures 1-3 shows that while the standard attitude algorithm has a constant drift, the WNP algorithm has not such a drift.

References

- [1] Itzhack Y. Bar-Itzhack. Navigation computation in terrestrial strapdown

- inertial navigation systems. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. vol. AES-13, Nov. 1977, pp. 679-689.
- [2] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М., 1973.
- [3] Bortz J.E. A new mathematical formulation for strapdown inertial navigation. IEEE Trans. Aerosp. Electr. Syst., vol. AES-7, Jan. 1971, pp. 61-66.
- [4] Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации. К., 1995, 280 с.

ФІЛЬТР КАЛМАНА ДЛЯ ГІРОСКОПІЧНОГО КОМПАСА

О.П. Коломійчук, В.В. Новицький

Інститут математики НАН України,
м. Київ, Україна

novyc@imath.kiev.ua

KALMAN FILTER FOR GYROCOMPASS

O. Kolomiychuk, V. Novytskyy

Institute of Mathematics National academy of sciences of Ukraine
Kiev, Ukraine

В роботі застосовано підхід [1] до задачі оцінки стану системи при наявності випадкових збурень, як в системі, так і в спостереженнях. Отримано нульове наближення матриці-розв'язку матричного рівняння Ріккаті, яке дає змогу побудувати квазіоптимальний фільтр Калмана для гіроскопічного компаса.

Розглянемо модель оцінки стану лінійної стаціонарної майже консервативної системи зі збуреннями[1, 2]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= (A_0 + \varepsilon A_1)x + B(u + v), \quad x(t_0) = x_0, \\ y &= \varepsilon Cx + f, \end{aligned} \tag{1}$$

де t_0 - початковий момент часу, $x(t) \in \mathfrak{R}_{2n}$ вектор стану, $A_0 = -A_0^T \in \mathfrak{R}_{2n \times 2n}$ - кососиметрична невироджена матриця, $A_1 \in \mathfrak{R}_{2n \times 2n}$ - матриця-збурення, $u(x) \in \mathfrak{R}_m$ вектор керування, $B \in \mathfrak{R}_{2n \times m}$ матриця при керуванні, $\varepsilon > 0$ - малий параметр, $y \in \mathfrak{R}_l$ - вихідний сигнал об'єкта, $C \in \mathfrak{R}_{l \times 2n}$, $v \in \mathfrak{R}_m$, $f \in \mathfrak{R}_l$ - вхідний та вихідний вектори збурень з матрицями коваріацій відповідно $0 < Q \in \mathfrak{R}_{m \times m}$ та $0 < R \in \mathfrak{R}_{l \times l}$.

Побудуємо для моделі (1) оцінюючий пристрій Калмана, вихідний сигнал \hat{x} якого є найкращою (в сенсі середньоквадратичного відхилення) оцінкою вектора стану об'єкта x .

Оцінюючий пристрій Калмана (фільтр Калмана) описується рівнянням[2]:

$$\hat{\dot{x}} = (A_0 + \varepsilon A_1)\hat{x} + K[y - \varepsilon C\hat{x}] + Bu, \quad \hat{x}(0) = 0. \tag{2}$$

В цьому рівнянні:

$$K = \varepsilon SC^T R^{-1}, \tag{3}$$

де $0 < S \in \mathfrak{R}_{2n \times 2n}$ - додатно визначена матриця-розв'язок алгебраїчного рівняння Ріккаті:

$$(A_0 + \varepsilon A_1)S + S(A_0 + \varepsilon A_1)^T - \varepsilon^2 SC^T R^{-1} CS + BQB^T = 0. \tag{4}$$

Зробимо заміну $P = \varepsilon S$ [3], тоді матричне рівняння Ріккатті матиме вигляд:

$$(A_0 + \varepsilon A_1)P + P(A_0 + \varepsilon A_1)^T - \varepsilon PC^T R^{-1} CP + \varepsilon BQB^T = 0. \quad (5)$$

Будемо шукати матрицю-розв'язок P у вигляді розкладу за малим параметром

$$P = P_0 + \varepsilon P_1 + \varepsilon^2 P_2 + \dots = \sum_{i=0}^{\infty} \varepsilon^i P_i. \quad (6)$$

Підставивши (6) в (5), отримуємо:

$$\begin{aligned} & (A_0 + \varepsilon A_1)(P_0 + \varepsilon P_1 + \dots) + (P_0 + \varepsilon P_1 + \dots)(A_0 + \varepsilon A_1)^T - \\ & - \varepsilon(P_0 + \varepsilon P_1 + \dots)C^T R^{-1} C(P_0 + \varepsilon P_1 + \dots) + \varepsilon BQB^T = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Звідси випливає така нескінченна система рівнянь типу Ріккаті:

$$A_0 P_0 - P_0 A_0 = 0, \quad (8)$$

$$A_0 P_1 - P_1 A_0 = -P_0 A_1^T - A_1 P_0 + P_0 C^T R^{-1} CP_0 - BQB^T,$$

$$\begin{aligned} A_0 P_2 - P_2 A_0 &= -P_1 A_1^T - A_1 P_1 + P_0 C^T R^{-1} CP_1 + P_1 C^T R^{-1} CP_0, \\ &\dots \end{aligned} \quad (9)$$

$$A_0 P_i - P_i A_0 = -P_{i-1} A_1^T - A_1 P_{i-1} + \sum_{k=0}^{i-1} P_{i-k} C^T R^{-1} CP_{k-1}, \quad i = 2, \dots$$

Отже, нульове наближення матриці розв'язку P_0 матричного рівняння Ріккаті (4) знаходимо із (8) як симетричну додатно означену матрицю, перестановну з кососиметричною A_0 . Для випадку різних власних значень A_0 матриця P_0 з (8) є множиною симетричних матриць з n невідомими параметрами. З цієї множини за допомогою першого рівняння (9) необхідно визначити саме додатно означену матрицю, яка дозволяє розв'язати нескінченну систему (8).

В цьому ж випадку можна записати матрицю P_0 у вигляді многочлена від A_0 [4, 5]. Внаслідок симетричності цей многочлен записується через парні степені матриці A_0 з n незалежними параметрами $\alpha_0, \alpha_2, \dots, \alpha_{2(n-1)}$:

$$P_0 = \sum_{i=0}^{n-1} \alpha_{2i} A_0^{2i} = \sum_{i=0}^{n-1} (-1)^i \alpha_{2i} (A_0 A_0^T)^i. \quad (10)$$

Детальніше розглянемо випадок різних ненульових власних значень матриці A_0 . Із вигляду нескінченної системи (8), (9) випливає, що n вільних параметрів P_0 з першого матричного рівняння системи (9) знаходяться одночасно з компонентами матриці P_1 . Справді, з умови, що слід кожної з лівих частин отриманих n матричних рівнянь нульовий, випливає система лінійних рівнянь щодо невідомих n параметрів матриці P_0 [5]

$$\begin{aligned} 2\text{tr}(P_0 A_1) - \text{tr}(P_0 C^T R^{-1} CP_0) + \text{tr}(BQB^T) &= 0, \\ 2\text{tr}(P_0 A_0^2 A_1) - \text{tr}(A_0^2 P_0 C^T R^{-1} CP_0) + \text{tr}(A_0^2 BQB^T) &= 0, \\ &\dots \\ 2\text{tr}(P_0 A_0^{2(n-1)} A_1) - \text{tr}(A_0^{2(n-1)} P_0 C^T R^{-1} CP_0) + \text{tr}(A_0^{2(n-1)} BQB^T) &= 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Або скорочено:

$$2\text{tr}(P_0 A_0^{2k} A_1) - \text{tr}(A_0^{2k} P_0 C^T R^{-1} CP_0) + \text{tr}(A_0^{2k} BQB^T) = 0, \quad k = \overline{0, n-1}. \quad (12)$$

Аналогічно, з другого рівняння нескінченної системи типу Ріккаті (9), яке є лінійним, знаходимо матрицю першого наближення P_1 і т.д.

Після побудови певного наближення матриці P будуємо матрицю K підсилення (3) для фільтра Калмана (2).

Застосуємо викладену вище теорію при побудові фільтра Калмана для поліпшення робочих характеристик двороторного гіроскопічного компаса, який є одним з представників гіроскопічних систем і застосовується у різних практичних задачах навігації. Цього можна досягти, зокрема, розв'язуючи задачу оптимального керування гірокомпасом [7]. Вона зводиться до задачі слабкого керування слабодемпфованими системами. Актуальною також є задача оцінки стану компаса при наявності випадкових збурень, як в системі, так і в спостереженнях. Побудуємо в цьому випадку фільтр Калмана.

Скористаємось рівняннями руху керованого гірокомпаса, отриманими в [7]. Будемо розглядати стаціонарну систему

$$\begin{aligned} \ddot{z}_1 + (\nu^2 - \Omega^2)z_1 - 2\Omega z_4 &= d_2 u_2 + v_2, \\ \ddot{z}_4 + (p^2 - \Omega^2)z_4 - 2\Omega z_1 &= d_3 u_3 + v_3, \end{aligned} \quad (13)$$

Враховуючи що, $\nu = \sqrt{\frac{g}{R}} \approx 1,24 \cdot 10^{-3}$ $\frac{1}{c}$ та $\Omega \approx 7,29 \cdot 10^{-5}$ $\frac{1}{c}$ матимемо:

$$\Omega \ll \nu < p \quad (14)$$

Виберемо за малий параметр величину $\varepsilon = \frac{\Omega}{\nu}$ та зведемо систему (13) до вигляду Коші, з якого випливає майже консервативність розглядуваної моделі. З (13) маємо

$$\dot{x} = (A_0 + \varepsilon A_1)x + B(u + v), \quad (15)$$

$$y = \varepsilon Cx + f, \quad (16)$$

де $x = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T$, $u = [u_2, u_3]^T$,

$$M = \begin{bmatrix} \sqrt{\nu^2 - \Omega^2} & 0 \\ 0 & \sqrt{p^2 - \Omega^2} \end{bmatrix}, \quad A_0 = \begin{bmatrix} 0 & M \\ -M & 0 \end{bmatrix}, \quad A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -H_0 \end{bmatrix},$$

$$H_0 = 2\nu \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ D \end{bmatrix},$$

$$D = \text{diag}(d_2, d_3), \quad Q = \text{diag}(q_1, q_2), \quad C = \text{diag}(1, 1, 1, 1), \quad R = \text{diag}(r_1, r_2, r_3, r_4).$$

Знайдемо матрицю P_0 . Для нашого прикладу вона буде мати вигляд $P_0 = \alpha_0 I_2 - \alpha_2 A_0 A_0^T$. Підставимо цей вираз в перші два рівняння (11) отримаємо систему з двох квадратних рівнянь:

$$\begin{aligned} p_1^2 r_1 + p_2^2 r_2 + p_1^2 r_3 + p_2^2 r_4 - d_2^2 q_1 - d_3^2 q_2 &= 0, \\ p_1^2 \Omega_1^2 r_1 + p_2^2 \Omega_2^2 r_2 + p_1^2 \Omega_1^2 r_3 + p_2^2 \Omega_2^2 r_4 - \Omega_1^2 d_2^2 q_1 - \Omega_2^2 d_3^2 q_2 &= 0, \end{aligned} \quad (17)$$

де

$$p_1 = \alpha_0 - \alpha_2 \Omega_1^2, \quad p_2 = \alpha_0 - \alpha_2 \Omega_2^2, \quad (18)$$

$$\Omega_1 = \sqrt{\nu^2 - \Omega^2}, \quad \Omega_2 = \sqrt{p^2 - \Omega^2}. \quad (19)$$

Розв'язавши цю систему отримаємо корені:

$$p_{11} = \frac{\sqrt{(r_1 + r_3)q_1}}{r_1 + r_3}, \quad p_{12} = -\frac{\sqrt{(r_1 + r_3)q_1}}{r_1 + r_3}, \quad p_{21} = \frac{\sqrt{(r_2 + r_4)q_2}}{r_2 + r_4}, \quad p_{22} = -\frac{\sqrt{(r_2 + r_4)q_2}}{r_2 + r_4}$$

P_0 має бути завжди додатно визначеною, тому $p_1 = p_{11}$ та $p_2 = p_{21}$. Із (18) знайдемо:

$$\alpha_0 = \frac{p_1 \Omega_2^2 - p_2 \Omega_1^2}{\Omega_2^2 - \Omega_1^2}, \quad \alpha_2 = \frac{p_1 - p_2}{\Omega_2^2 - \Omega_1^2}.$$

Повертаючись до (3), матимемо нульове наближення матриці K :

$$K_0 = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{(r_1 + r_3)q_1}}{(r_1 + r_3)r_1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sqrt{(r_2 + r_4)q_2}}{(r_2 + r_4)r_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sqrt{(r_1 + r_3)q_1}}{(r_1 + r_3)r_3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\sqrt{(r_2 + r_4)q_2}}{(r_2 + r_4)r_4} \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Таким чином побудовано квазіоптимальний фільтр Калмана (2), (3), (20) для двороторного гіроскопічного компаса.

Бібліографічний список

1. Коломійчук О.П., Новицький В.В. Фільтр Калмана для лінійної стаціонарної майже консервативної системи. // Зб. праць Ін-ту математики НАН України. – 2006. – 3, № 1. – С. 106-110.
2. Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет): Учебное пособие для вузов. – М.: «Высш. школа», 1976. – 304 с.
3. Ларин В.Б. О слабом управлении слабодемпфированными системами. // Прикладная математика и механика. – 1978. – 42, вып. 6. – С. 1000–1005.
4. Прасолов В.В. Задачи и теоремы линейной алгебры . – М.: Наука, 1996. – 304 с.
5. Новицький В.В. Рівняння Ляпунова для майже консервативних систем. – Київ, 2004. – 33 с. – (Препр./ НАН України. Ін-т математики; 2004.7).
6. Кошляков В.Н. Теория гіроскопіческих компасов. – М.: Наука, 1972. 344 с.
7. Новицький В.В. Слабое управление гіроскопическим компасом. – В кн: Прикладные методы исследования физико-механических процессов. Київ, Ін-т математики АН УССР, 1979, С. 146-169.

УДК 531.383

**РОЗРОБКА ТА ДОСЛІДЖЕННЯ МІНІАТЮРНОЇ ІНТЕГРОВАНОЇ
НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

О.В.Прохорчук, В.Б.Романченко

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут»

м. Київ, Україна

**DEVELOPMENT AND RESEARCH OF MINIATURE INTEGRATED
NAVIGATION SYSTEM OF UNMANNED FLYING VEHICLE**

O.V.Prokhorchuk, V.B.Romanchenko

National Technical University of Ukraine

“Kiev Polytechnical Institute”

Kiev, Ukraine

Вступ

В даній роботі приводяться результати експериментальних досліджень та напівнатурного моделювання роботи мініатюрної інтегрованої навігаційної системи, побудованої з використанням мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів, трьохвісного магнітометру та приймача супутниковых навігаційних систем (СНС).

**Результати експериментальних досліджень та напівнатурного
моделювання мініатюрної інтегрованої навігаційної системи**

На кафедрі приладів та систем керування літальних апаратів Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» постійно ведуться роботи по створенню систем керування рухомих об'єктів різного призначення, серед яких особлива увага приділяється розробці систем навігації та керування безпілотних літальних апаратів (БПЛА) [1,2]. До складу таких систем входять різні за фізичним принципом дії датчики первинної інформації, а з огляду на те, що кожний із датчиків не є універсальним засобом, має свої переваги та недоліки, давно виникнула потреба в раціональному використанні всієї сукупності навігаційної інформації, що реалізується інтегруванням окремих навігаційних приладів у єдиний комплекс. При цьому однією з найбільш важливих задач є розробка структури інтегрованої навігаційної системи та ефективних алгоритмів обробки первинної інформації [3-5].

При виборі конкретних типів давачів первинної інформації вибір було зупинено на наступній елементній базі: мікромеханічні гіроскопи та акселерометри (Analog Device, США), трьохвісний магнітометр (Honeywell, США) та 24-канальний приймач СНС (Оризон-Навігація, Україна).

На рисунку 1 показано діючий макет мініатюрної інтегрованої навігаційної системи.

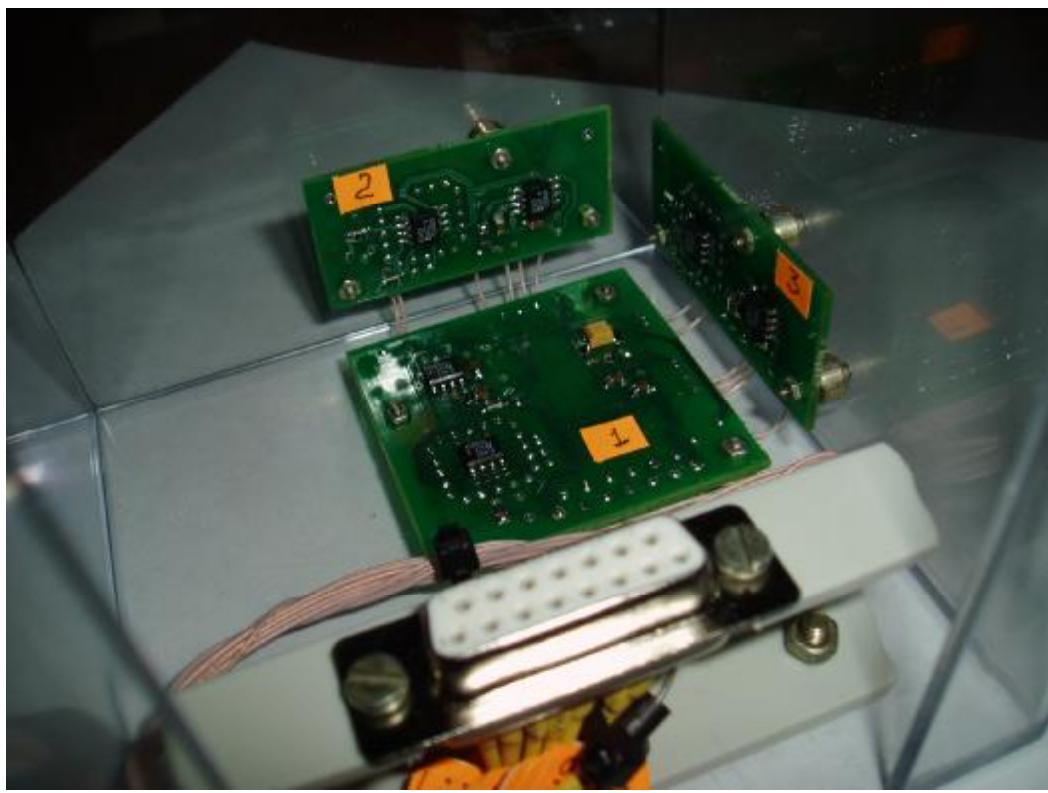


Рисунок 1. Діючий макет мініатюрної інтегрованої навігаційної системи.

За допомогою алгоритму оцінювання калманівського типу визначалися похибки мініатюрної інтегрованої навігаційної системи та окремих здавачів первинної інформації. На рисунках 2-13 приводяться похибки мініатюрної інтегрованої навігаційної системи та їх оцінка за допомогою алгоритму оптимального фільтра Калмана (ОФК).

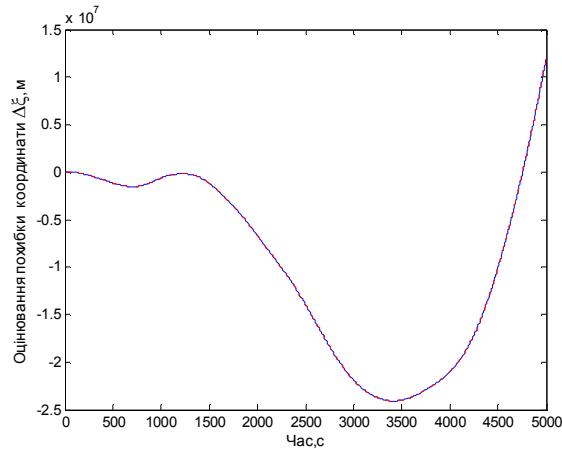


Рисунок 2. Оцінювання похибки $\Delta\xi$ визначення координати об'єкта.

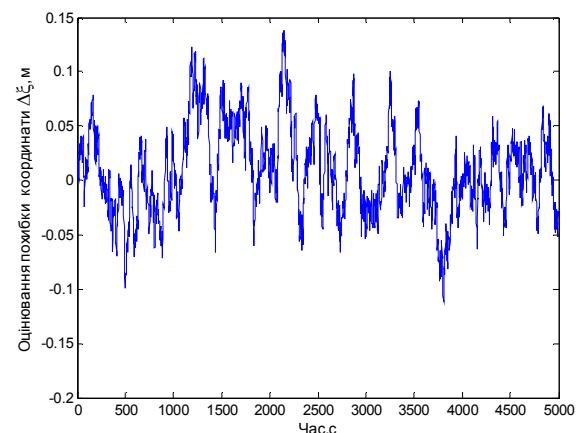


Рисунок 3. Похибка оцінювання координати $\Delta\xi$ за допомогою ОФК (середньоквадратичне відхилення, СКВ - 0.041 м).

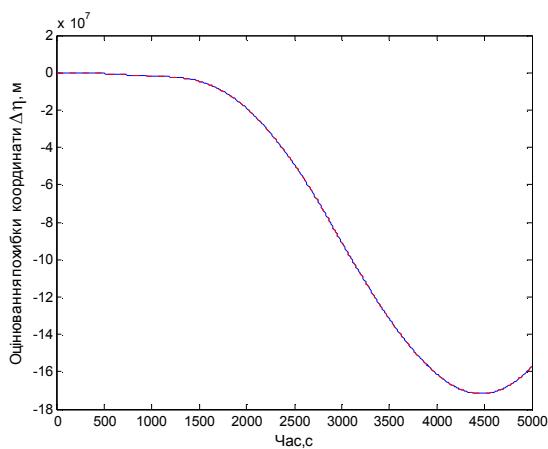


Рисунок 4. Оцінювання похибки $\Delta\eta$ визначення координати об'єкта.

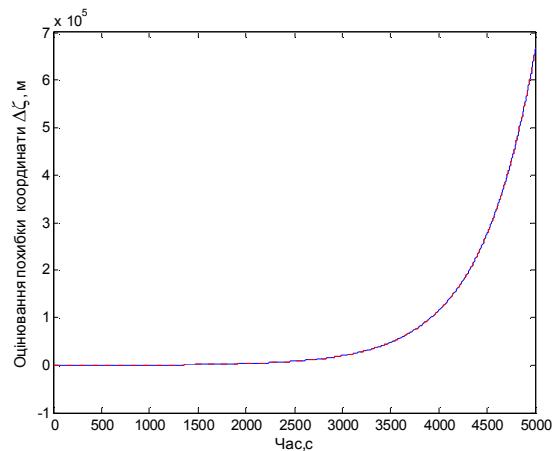


Рисунок 6. Оцінювання похибки $\Delta\zeta$ визначення координати об'єкта.

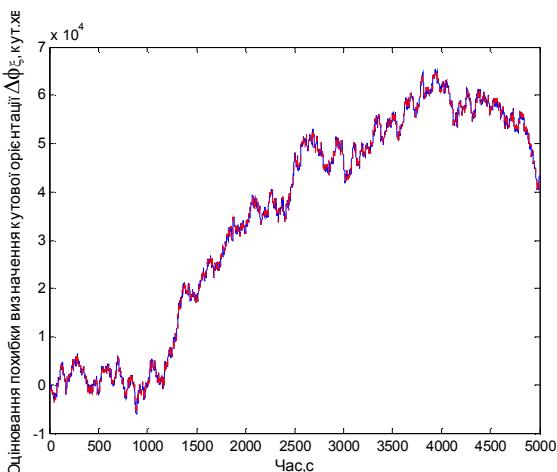


Рисунок 8. Оцінювання похибки $\Delta\phi_x$ визначення кутової орієнтації об'єкта.

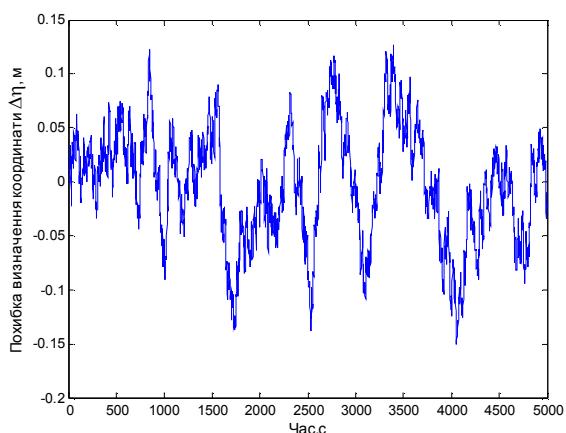


Рисунок 5. Похибка оцінювання координати $\Delta\eta$ за допомогою ОФК (СКВ - 0.053 м).

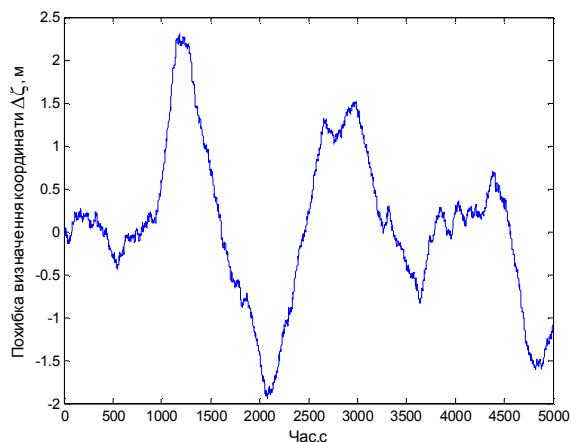


Рисунок 7. Похибка оцінювання координати $\Delta\zeta$ за допомогою ОФК (СКВ - 0.90 м).

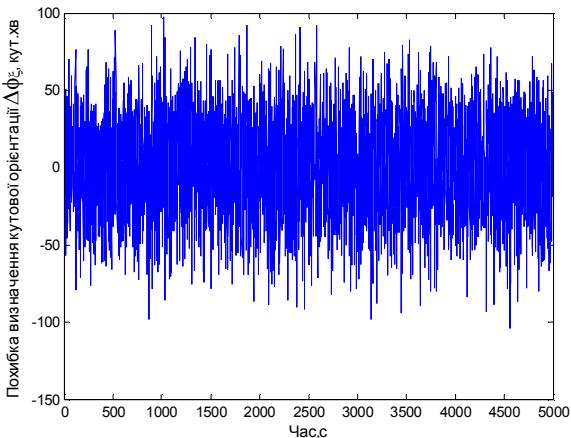


Рисунок 9. Похибка оцінювання кутової орієнтації $\Delta\phi_x$ за допомогою ОФК (СКВ - 29 кут.хв).

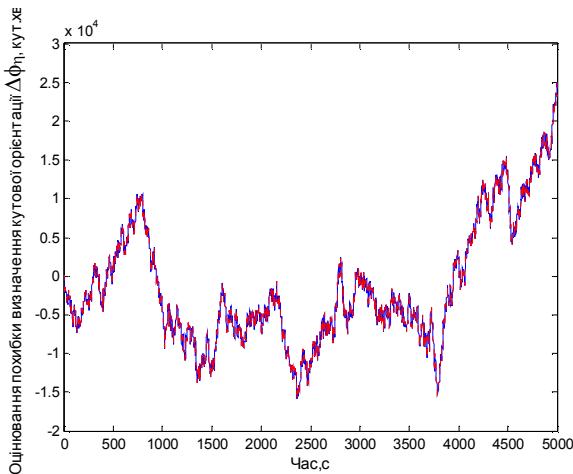


Рисунок 10. Оцінювання похибки $\Delta\varphi_y$ визначення кутової орієнтації об'єкта.

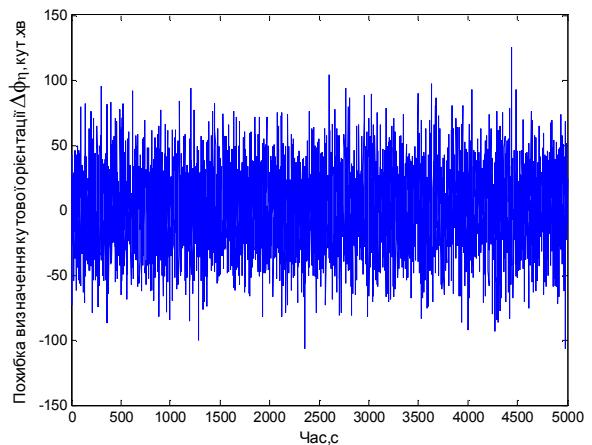


Рисунок 11. Похибка оцінювання кутової орієнтації $\Delta\varphi_y$ за допомогою ОФК (СКВ - 30 кут.хв).

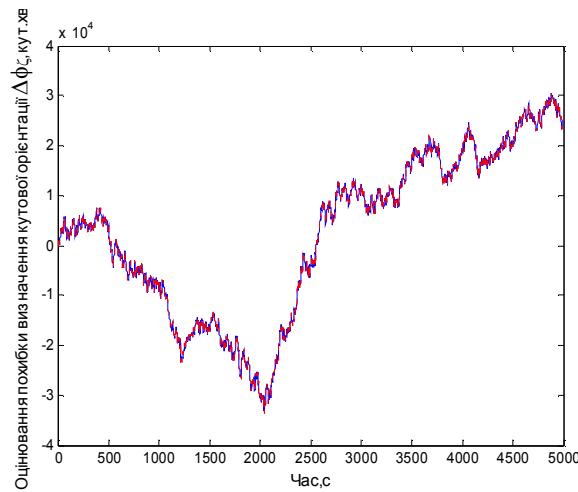


Рисунок 12. Оцінювання похибки $\Delta\varphi_z$ визначення кутової орієнтації об'єкта.

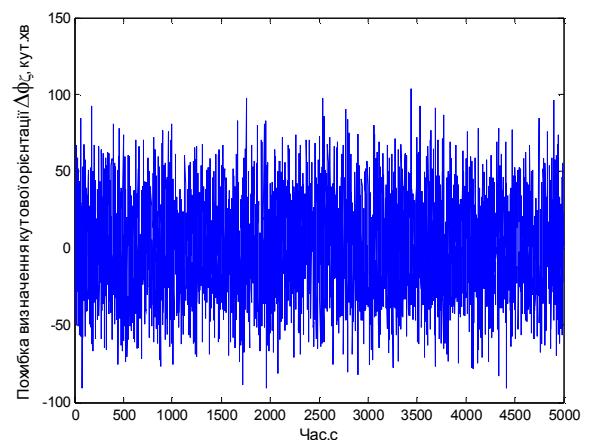


Рисунок 13. Похибка оцінювання кутової орієнтації $\Delta\varphi_z$ за допомогою ОФК (СКВ - 29 кут.хв).

Таким чином експериментальне дослідження та напівнатурне моделювання роботи мініатюрної інтегрованої навігаційної системи показало, що середньоквадратичне відхилення похибки (СКВ) визначення координат знизилося від 10 метрів (похибка приймача СНС) до 0,05 метрів, а СКВ похибки визначення швидкості – відповідно від 0,05 м/с до 0,008 м/с, при цьому СКВ оцінювання похибки кутової орієнтації (кути курсу, крену і тангажу) становить близько 30 кут. хв.

Похибки оцінки дрейфів акселерометрів і датчиків кутової швидкості досить задовільні з огляду забезпечення зазначененої точності оцінки навігаційних параметрів.

Бібліографічний список

- [1] Збруцький О.В., Нестеренко О.І., Прохорчук О.В., Січкар А.Г. Розробка та дослідження системи орієнтації та навігації безпілотного літального апарату з використанням мікромеханічних технологій та багатоантенних GPS/ГЛОНАСС приймачів. - Сучасні проблеми аналітичної механіки. Зб. праць Ін-ту математики НАН України. Т.1, №2. – К.: Ін-т математики НАН України, 2004.
- [2] Нестеренко О.И., Черняк Н.Г., Скрипковский Г.А., Басистый П.А. Разработка и первые испытания микромеханического инерциального измерительного модуля. - В сб. докладов V Международной науч.-техн. конф. "Гиротехнологии, навигация и управление движением" – Киев: НТУУ "КПИ", 2005.
- [3] Браммер Л., Зифлинг Г. Фільтр Калмана-Бьюси.- М.: Наука, 1982. - 200 с.
- [4] Изерман Р. Цифровые системы управления. - М.: Мир, 1984. - 720 с.
- [5] Фільтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. Леондеса К.Т. - М.: Связь, 1973. - 408 с.

**ДООСНАЩЕННЯ РЕАКТИВНИХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО
ВОГНЮ ТИПУ «ГРАД» НАВІГАЦІЙНИМ КОМПЛЕКСОМ З
МЕТОЮ ПІДВИЩЕННЯ ОПЕРАТИВНОСТІ ЙОГО БОЙОВОГО
ЗАСТОСУВАННЯ ТА ТЕРМІНУ ВИКОРИСТАННЯ.**

Лобур М.В., Антонюк В.П., Колодчак І.Л., Корольов В.М.,
Львівський науково – дослідний радіотехнічний інститут, м. Львів, Україна
Бєляков В.Ф., Руденко К.В.
Львівський військовий інститут Національного університету
"Львівська політехніка" м. Львів, Україна

**REEQUIPMENT OF JET VOLLEY FIRE SYSTEMS "GRAD" BY A
NAVIGATING COMPLEX WITH THE PURPOSE OF INCREASE OF
EFFICIENCY OF HIS FIGHTING APPLICATION AND TERM OF USE**

Lobur M., Antoniuk V., Kolodchak I., Koroliov V.
Lvov radio engineering research institute, Lviv, Ukraine
Bieljakov V., Rudenko K.
Lvov military institute National university "Lvivska polytechnika"
Lviv, Ukraine

Основною метою модернізації реактивних систем залпового вогню є забезпечення необхідного потенціалу Ракетних військ і артилерії Сухопутних військ на прогнозований період шляхом розширення бойових можливостей наявних пускових установок відповідно до сучасних вимог і продовження їх терміну служби. Модернізована пускова установка (РСЗВ) в основному не поступається закордонним аналогам разом з тим встановлення засобів навігації значно підвищить її оперативність, маневреність, точність, вогневе ураження і як наслідок збільшить ефективність бойового застосування.

Постановка проблеми. Здатність РСЗВ раптово і у короткий час створювати високу щільність вогню по цілях, а також наявність досить могутніх снарядів при її великій рухливості і дальності стрільби в поєднанні з невисокою вартістю, забезпечили їй велику популярність. В даний час реактивні системи залпового вогню (РСЗВ) є на озброєнні переважної більшості армій країн світу. Розробники РСЗВ постійно прагнули і прагнуть до поліпшення їх ТТХ, розглядаючи їх основні напрямки щодо підвищення – збільшення дальності стрільби, потужності і ефективності поразки цілей, поліпшення точнісних показників стрільби і забезпечення автоматизації підготовки і ведення вогню [1].

Виникає проблема – при відносно невисоких витратах зі збереженням точнісних характеристик підвищити бойову ефективність системи типу «Град» за рахунок зменшення витрати часу на підготовку першого і подальших залпів.

Зв'язок з важливими науковими і практичними задачами

Відомо, що модернізація об'єктів військової техніки дозволяє досягти підвищення їх ТТХ при значно менших витратах, ніж при розробці нових зразків. По цій причині пошук недорогих шляхів модернізації є важливим практичним завданням.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, присвячених рішенню даної проблеми. В результаті робіт по цих напрямах, досягнуті значні результати [2]. Проте при цьому розробники стикаються з об'єктивними проблемами [3], рішення яких приводить до значного збільшення вартості комплексу.

Збільшення дальності стрільби сприяє підвищенню вимог до точності та системи визначення кутів прицілювання. Сучасні гіроскопічні прилади, що є складними комплексами прецизійних механічних і електронно-механічних систем, дозволяють визначати значення цих кутів з точністю 2-3 поділок кутоміра (п.к.), але вони надзвичайно дорогі.

У цих умовах на дальності 40-50 км похибка прицілювання стає співвимірююю з характерними розмірами еліпса розсіювання. «Резерв» підвищення точності гіроскопічних систем вибраний достатньо глибоко, і подальше підвищення точності системи визначення кутів прицілювання пов'язане з великими часовими і матеріальними витратами. Крім того, це недоцільно з тих міркувань, що еліпс розсіювання на таких дальностях за своїми характерними розмірами починає перевершувати розміри цілей [4, 5].

Як вихід з цього положення розглядається збільшення потужності снарядів для збільшення зони ураження. На цьому шляху також існують об'єктивні межі, після чого доцільне використання керованих снарядів. Таким чином, комплекс переходить в інший клас озброєння, та втрачає свої первинні якості – дешевизну, простоту експлуатації, що забезпечили свого часу його широке розповсюдження.

Варіанти модернізації, які обговорюються в науковій літературі [1, 2, 3] у результаті приводять до нового класу РСЗВ і як наслідок надзвичайно дорогі.

Невирішена частина загальної проблеми. Сучасні РСЗО повинні бути здатні вести вогонь з непідготовлених в топогеодезичному відношенні позицій з маршруту і бути готовими поміняти вогневу позицію протягом декількох десятків секунд після закінчення стрільби. Для РСЗВ типу «Град» це завдання поки залишається невирішеним.

Постановка завдання. Обґрунтування використання координатного способу визначення направлення на ціль та кута довороту направляючих, а також технічні пропозиції по їх реалізації з метою забезпечення можливості вести вогонь з непідготовлених в топогеодезичному відношенні позицій з маршруту і бути готовими поміняти вогневу позицію у стислий час після закінчення стрільби, є важливим завданням. Така модернізація існуючого парку РСЗВ типу «Град» є перспективним шляхом підвищення оперативності його бойового застосування.

Викладання основного матеріалу. Відомо, що при підготовці стрільби системою типу «Град» [6] повинні бути проведені наступні заходи:

- будь-яким засобом розвідані цілі та визначені їх координати і розміри;

- проведена топогеодезична прив'язка елементів бойового порядку підрозділу РСЗВ та визначені кути орієнтирних напрямків;
- визначені і враховані метеорологічні та балістичні умови стрільби;
- заздалегідь проведені в повному обсязі заходи технічної підготовки;
- визначення установки для стрільби – горизонтальні та вертикальні кути наведення пакету направляючих;
- організовано управління вогнем.

Все що розглядається в даній роботі стосується тільки питань визначення координат пускових установок РСЗВ, горизонтальних кутів наведення та структури системи що їх реалізують.

За умови, що стрільба ведеться з наперед непідготовлених в топогеодезичному відношенні позицій, а при бойовому використанні це відбувається найчастіше, виникає необхідність визначення місцеположення точки стрільби. При відомих координатах цілі величину дирекційного кута, можна визначати по топографічній карті або шляхом розрахунку, так званим координатним способом.

Виходячи з розгляду типових цілей, для поразки яких, як правило, використовується РСЗВ типу «Град» вимоги до точності визначення дирекційного кута, складають на дальності 20-25 км (як найсприятливіший варіант) величину близько 7 п.к. [7].

Проведемо оцінку точності визначення дирекційного кута (α) координатним способом. Значення α одержимо із відомого співвідношення

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{y_c - y_k}{x_c - x_k}, \quad (1)$$

де x_c, x_k, y_c, y_k - плоскі прямокутні координати цілі і комплексу.

Для оцінки помилки у визначенні α візьмемо до уваги той факт, що величини x_c, x_k, y_c, y_k самі визначені з похибками, які носять випадковий характер. Таким чином, α є функція випадкових аргументів і за величину похибки її визначення природньо прийняти її дисперсію. З урахуванням того, що величини x_c, x_k, y_c, y_k визначаються незалежно одна від одної, вони статистично незалежні, тоді для визначення σ_α^2 можна використовувати співвідношення [8]:

$$\sigma_\alpha^2 = \sum_{i=1}^N \left(\frac{\partial \alpha}{\partial x_i} \right)^2 \sigma_{x_i}^2, \quad (2)$$

де N – число змінних (у нашому випадку 4);

x_i – вектор незалежних змінних (у нашому випадку x_c, x_k, y_c, y_k).

Для скорочення викладень позначимо:

$$Z^2 \equiv (x_c - x_k)^2 + (y_c - y_k)^2 \quad (3)$$

Тоді співвідношення (2) з врахуванням (1) і (3) прийме вигляд:

$$\sigma_{\alpha}^2 = \frac{(x_c - x_k)^2}{Z^2} \sigma_y^2 + \frac{(x_c - x_k)^2}{Z^2} \sigma_y^2 + \frac{(y_c - y_k)^2}{Z^2} \sigma_x^2 + \frac{(y_c - y_k)^2}{Z^2} \sigma_x^2 \quad (4)$$

В подальшому будемо виходити з припущення, що координати цілі та позиції РСЗВ визначені з однаковою точністю, тоді співвідношення (4) можна переписати таким чином:

$$\sigma_{\alpha}^2 = \frac{2(x_c - x_k)^2}{Z^2} \sigma_y^2 + \frac{2(y_c - y_k)^2}{Z^2} \sigma_x^2 \quad (5)$$

Оскільки координати в нашому завданні рівноправні, то можна стверджувати, що похибки визначення будь-якої з них однакового порядку. Нехай $\sigma_r = \max(\sigma_y, \sigma_x)$ тоді для обчислення σ_{α} (у п.к.) одержимо наступний вираз

$$\sigma_{\alpha} = \frac{3000\sqrt{2}}{\pi D} \sigma_r, \quad (6)$$

де D – дальність до цілі.

Співвідношення (6) дозволяє оцінити похибку визначення дирекційного кута цілі, для даної дальноті, координатним способом при відомій похибці визначення координат і навпаки.

На рис. 1 зображені графіки залежності σ_{α} від D для трьох значень похибки визначення місцеположення (для трьох класів точності систем навігації $\sigma_1 = 20$ м, $\sigma_2 = 40$ м, $\sigma_3 = 90$ м).

$\sigma_{\alpha}(D)$ (п.к.)

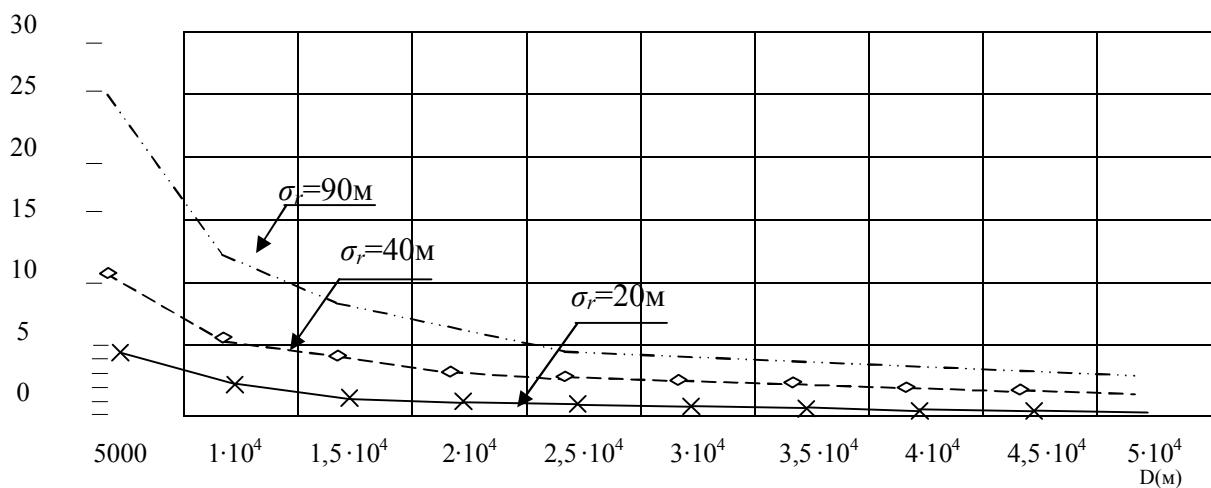


Рисунок 1. Залежність σ_{α} від дальноті стрільби D та значень похибки визначення місцеположення σ_r .

Аналіз графіків, що представлено на рис.1 дозволяє зробити висновок, що координатний спосіб забезпечує визначення дирекційного кута цілі, з точністю 0,5-1 п.к. на відстанях 20-25 км при похибках визначення координат цілі та позиції РСЗВ не гірше 20-30 м.

Таким чином, наявність на борту РСЗО НК, що забезпечує точність визначення координат не гірше 20-30 м, забезпечить визначення напрямку на

ціль з точністю не гірше 1 п.к. в режимі реального часу, що дає можливість до виконання вогневих завдань в будь-який момент часу.

Для відпрацювання цього кута напрямку на ціль операторові необхідно повернути платформу пакету направляючих на кут $\Delta\psi$:

$$\Delta\psi = |\alpha - \alpha_{\text{дир.}}|, \quad (7)$$

де $\alpha_{\text{дир.}}$ – дирекційний кут вісі машини. Доворот здійснюється за годинниковою стрілкою, якщо $\alpha > \alpha_{\text{дир.}}$ і проти при $\alpha < \alpha_{\text{дир.}}$.

Зрозуміло, що похибка визначення кута $\Delta\psi$ складається з похибок визначення кутів α та $\alpha_{\text{дир.}}$. Виходячи з того, похибка визначення $\Delta\psi$ не повинна перевищувати величину порядку 7 п.к.. Таким чином маємо, що НК повинен забезпечувати, крім того, визначення $\alpha_{\text{дир.}}$ з точністю не гірше 5 п.к.. Зауважимо, що ці вимоги щодо похибок визначення дирекційного кута машини можуть бути посилені, якщо враховувати похибки відпрацювання кута $\Delta\psi$ платформою направляючих.

Для забезпечення вирішення вогневих задач навігаційна інформація (НІ) повинна мати необхідну точність та бути всепогодною, вседобовою, безперервною. Як показано в роботах [9, 10] вказаним вимогам до НІ на протязі 4-5 годин роботи відповідає навігаційний комплекс, що будується на комплексній обробці НІ, яка надходить з апаратури користувача супутниковых навігаційних систем та автономної системи (інерціальної). На рис. 2 наведено типову блок-схему НК РСЗВ типу «Град»

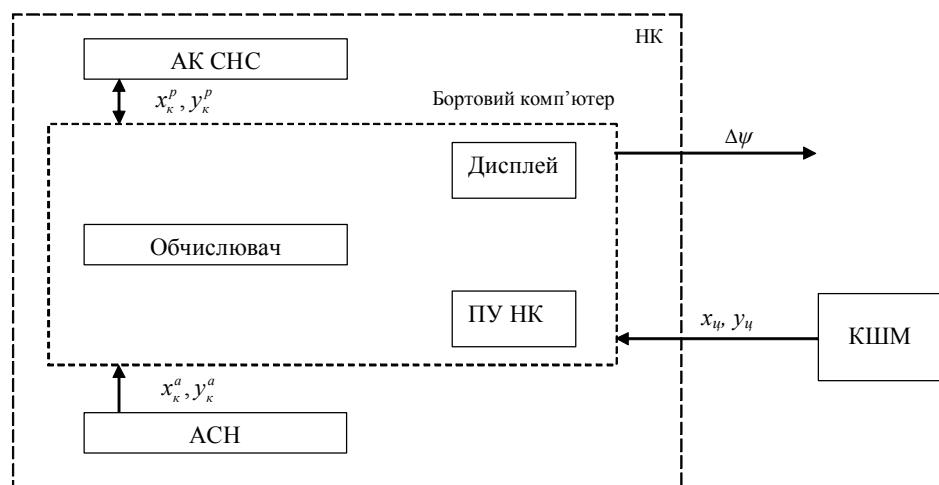


Рисунок 2. Склад навігаційного комплексу РСЗВ типу «Град».

АП СНС – апаратура користувача супутниковых навігаційних систем;

АСН – автономна система навігації;

НК – навігаційний комплекс;

ПУ НК – пульт управління навігаційним комплексом;

КШМ – командно-штабна машина;

Обчислювач-реалізатор алгоритму.

Наявність на борту недорогого запропонованого навігаційного комплексу, який дозволяє визначати координати РСЗВ з точністю 25-30 м і дирекційний кут з точністю близько до 5 п.к., забезпечить в режимі реального часу визначення дирекційного кута цілі, що розташована на дальності до 25 км, з точністю близько 1 п.к. При цьому буде забезпеченено точність визначення кута довороту направляючих з точністю порядку 6-7 п.к.

Це, у свою чергу, дасть можливість РСЗВ вести вогонь з непідготовлених в топографічному відношенні позицій з маршруту. При цьому всі розрахунки проводяться бортовим обчислювачем з використанням поточних значень координат РСЗВ в режимі реального часу.

На базі запропонованого навігаційного комплексу надалі можлива розробка автоматизованої системи управління вогнем РСЗВ типу «Град» та інших аналогічних систем.

Висновки:

1. Дооснащення РСЗВ типу "Град" порівняно недорогим навігаційним комплексом, яких забезпечує визначення координат позиції РСЗВ з точністю 25-30 м, дозволить обчислювати та визначати дирекційний кут цілі, з точністю до 1 п.к. в режимі реального часу.

2. Запропонований навігаційний комплекс повинен забезпечити визначення дирекційного кута РСЗВ, з точністю 5 п.к. протягом 4-5 годин руху, що дозволить обчислювати визначати кут довороту платформи з точністю не гірше 6-7 п.к.

3. Дооснащення РСЗВ вказаним навігаційним комплексом, дасть йому можливість вести вогонь з непідготовлених в топографічному відношенні позицій з маршруту і в найкоротший час змінювати вогневу позицію, що значно підвищить оперативність його бойового застосування.

4. На базі запропонованого комплексу в подальшому можлива розробка автоматизованої системи управління вогнем РСЗВ типу «Град» та інших аналогічних систем.

Бібліографічний список

- [1] Л. Обозов Проблемы увеличения дальности стрельбы реактивной артиллерии //Военный парад. - №3. - 2002. - с 50-52.
- [2] Б.. Романовцев. Основные направления развития реактивных систем залпового огня //Военный парад. - №2. - 2002. - с. 64-66.
- [3] Говорухин А.М. и др. Справочник по военной топографии. - М.: Воениздат, 1973. - 352 с.
- [4] Подготовка стрельбы и управление огнем артиллерии. Под редакцией В. М.

- Волобуєва. - М.: Воениздат, 1987. - 376 с.
- [5] Н. Кокошкин, Вторая молодость артиллерии // Военный парад. - №2. -2001. - с. 64-66.
- [6] Стрельба и управление огнем артиллерийских подразделений. Под редакцией В.М. Волобуєва. - М.: Воениздат, 1987. - 440 с.
- [7] Пособие по изучению Правил стрельбы и управлению огнем артиллерии.Ч.1- М.: Воениздат 1985. – 360 с.
- [8] Вентцель Е.С. Теория вероятности. -М.: Физматгиз, 1980. -400 с.
- [9] Корольов В.М. та інші. Вимоги до характеристик навігаційної інформації і систем навігації наземних рухомих об'єктів в сучасному штатному процесі // Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва. – 2000 – № 5 – с. 280-283.
- [10] Корольов В.М. та інші. Технічні вимоги до навігаційної інформації та сучасних систем навігації наземних рухомих об'єктів // Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва. – 2003 – № 8 – с. 218-221.

АЛФАВІТНИЙ ПОКАЗНИК

Антонюк В.П.	363	Колодчак І.Л.	363
Артамонов В.К.	62	Корольов В.М.	363
Артамонов П.В.	62	Кортунов В.И.	217
Асанов Н.Х.	62	Кравчук В.І.	246
Багмут И.А.	215	Кривовяз А.Т.	38
Бакалор Т.О.	110,211	Кривоносенко О.П.	241
Балабанов И.В.	126	Кузякін Ю.П.	67
Балабанова Т.В.	115	Кулик В.О.	153
Баранов Г.Л.	246	Лаврушченко О.М.	150
Беляков В.Ф.	363	Лещенко Д.Д.	103
Билак Н.В.	232	Лисицьин А.А.	273
Білик А.С.	94	Литвинова О.В.	232
Блохін Л.Н.	47	Ліхоткін О.М.	333
Бондар П.М.	110	Лобур М.В.	363
Бондаренко Е.А.	134	Луцик Я.Т.	207
Борисов В.В.	55	Малишева Ю.О.	326
Будянская Л.М.	183	Маслов В.П.	21
Бурак А.В.	267	Мельник В.Н.	180
Власик В.В.	62	Мельник Р.В.	246
Ворох С.А.	224	Міколишін І.Т.	211
Гавриленко В.В.	142	Мішкін Д.С.	290
Ганжа А.П.	296	Нестеренко О.І.	306, 311
Глазунов И.Е.	232	Никифоров В.М.	273
Говоров Е.И.	62	Новицький В.В.	354
Голуб А.Г.	267	Одерій В.С.	189
Гордиенко В.И.	267	Олійник П.Б.	196
Денисенко Ю.І.	306	Переоляев С.Е.	28
Заблоцький Ф.Д.	51	Переход А.В.	75
Захарін Ф.М.	320	Покладова Н.І.	326
Збрucz'kyj O.B.	159, 296	Пономаренко С.О	320
Зинченко В.П.	55	Прокопюк В.С.	251
Іванченко И.А.	183	Проскура Г.А.	217
Каракун В.В.	180	Прохорчук О.В.	358
Кириченко А.Г.	89	Прусс О.П.	13, 81
Кладун Е.А.	180	Рачинская А.Л.	102
Клюев А.В.	62	Руденко К.В.	363
Коломійчук О.П.	354	Романченко В.Б.	358

Савчук С.Г.	51	Щербина Е.С.	102
Сантоний В.И.	183	Юр'єв Ю.Ю.	333
Сергиенко Н.Ю.	311	Юрчак С.Б.	62
Снигур А.К.	279	Юрченко О.М.	241
Снігур В.А.	159	Янкелевич Г.Є.	339
Стадник Б.І.	207	Янко В.В.	183
Стеценко Т.В.	142	Яценко В.А.	139, 378
Сущенко О.А.	260	Яцишин С.П.	207
Третяк К.Р.	51	Bogatsky I.	346
Троицкий. Е.Б.	224	Kaldymov N.A.	167
Хазанович Л.Б.	339	Kaldymov I.N.	167
Цисарж В.В.	311	Kalichman D.M.	167
Цірук В.Г.	339	Kalichman L.Ya.	167
Цулая А.В.	246	Kolomeyko. A.V.	212
Чернодаров А.В.	28	Leonets O.	346
Черняк Н.Г.	189	Polushkin A.V.	167
Чесноков Г.И.	28	Shostak O.T.	212
Чіковані В.В.	211	Skripkin A.A.	167
Щерба А.А.	207			