

СОДЕРЖАНИЕ

ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ И НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

- Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Форш А. А., Куделин М. И. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ 3
- Аверьянов А. В., Эсаулов К. А., Молчанов О. Е., Белая Т. И. Система автономной навигации малого космического аппарата 14
- Лукаевич В. И., Крамаров С. О., Соколов С. В. Алгоритм динамического оценивания параметров ориентации объекта по спутниковым измерениям 17
- Бахолдин В. С. Разрешение неоднозначности фазовых измерений и выбор несущих частот в спутниковой навигационной системе 24
- Арсеньев В. Н., Лабцкий П. В. Оценивание характеристик точности системы управления ракеты-носителя по результатам пусков в различных условиях 27
- Фуртат И. Б., Хвостова К. А., Хвостов Д. А. Адаптивное управление боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку 32

ОПТИЧЕСКИЕ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

- Коняхин И. А., Мараев А. А., Тимофеев А. Н., Гусаров В. Ф. Контроль смещений в оптико-электронных системах с оптической равносигнальной зоной 38
- Ежова К. В., Зверев В. А., Нгуен Ван Луен. Определение основных параметров компонентов оптической системы переменного увеличения 44

НАУЧНЫЕ И ПРАКТИЧЕСКИЕ РАЗРАБОТКИ

- Парамонов И. Ю., Смагин В. А. Вероятностный анализ действий центров сбора и обработки информации 49
- Зиятдинов С. И. Формирование аналитического сигнала с заданной начальной фазой 53
- Ефремов Л. В. Эффективный метод ускоренных ресурсных испытаний узлов трения машин 56
- Коршунов А. И. Электромагнитный момент синхронного двигателя с постоянными магнитами 61
- Гузевич С. Н. Модель зрительных измерений 66

КРАТКИЕ СООБЩЕНИЯ

- Тан Тай До, Губанова Л. А. Пятислойные четвертьволновые просветляющие покрытия на основе трех пленкообразующих материалов 72
- Калапышина И. И., Перечесова А. Д., Нуждин К. А. Применение в учебном процессе пакета Matlab при моделировании мехатронных систем 74

- SUMMARY (перевод Ю. И. Копилевича) 76

CONTENTS

GIROSCOPIC AND NAVIGATION SYSTEMS

Avanesov G. A., Bessonov R. V., Forsh A. A., Kudelin M. I. Analysis of Current State and Prospect for the Development of BOKZ Star Trackers Family.....	3
Averyanov A. V., Esaulov K. A., Molchanov O. E., Belaya T. I. Autonomous Navigation System of Small Spacecraft.....	14
Lukasevich V. I., Kramarov S. O., Sokolov S. V. Algorithm of Dynamical Estimation of Object Orientation Parameters from Satellite Measurements.....	17
Bakholdin V. S. Ambiguity Resolution of Phase Measurements and Selection of Carrier Frequencies in Satellite Navigating System.....	24
Arsenev V. N., Labetsky P. V. Estimation of Accuracy Characteristics of Carrier Rocket Control System by Results of Launches under Various Conditions.....	27
Furtat I. B., Khvostova K. A., Khvostov D. A. Adaptive Control over Lateral Movement of Aircraft in the Landing Mode.....	32

OPTICAL AND OPTO-ELECTRONIC INSTRUMENTS AND SYSTEMS

Konyakhin I. A., Maraev A. A., Timofeev A. N., Gusarov V. F. Displacement Control in Optical-Electronic Systems with Optical Equisignal Zone.....	38
Ezhova K. V., Zverev V. A., Nguen Van Luen. Determination of Optical Components Basic Parameters of Optical System with Variable Magnification.....	44

SCIENTIFIC AND PRACTICAL DEVELOPMENTS

Paramonov I. Yu., Smagin V. A. Probabilistic Analysis of Data Gathering and Processing Center Operation.....	49
Ziatdinov S. I. Creation of Analytic Signal with a Known Elementary Phase.....	53
Efremov L. V. Effective Method of Accelerated Life Test of Friction Assembly.....	56
Korshunov A. I. Permanent Magnet Synchronous Motor Torque.....	61
Guzevich S. N. Model of Visual Measurements.....	66

BRIEF NOTES

Tan Tai Do, Gubanova L. A. Five-Layer Quarter-Wave Antireflection Coating on the Base of Three Film-Forming Materials.....	72
Kalapyshina I. I., Perechesova A. D., Nuzhdin K. A. Application of MatLab Software in Educational Process for Modeling of Mechatronic Systems.....	74

SUMMARY.....	76
--------------	----

Editor-in-Chief E. B. Yakovlev

ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ И НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

УДК 520.6: 629.78

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, А. А. Форш, М. И. Куделин

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СЕМЕЙСТВА БОКЗ

Приводится краткое описание истории развития созданных в Институте космических исследований РАН приборов звездной ориентации семейства БОКЗ и рассматриваются дальнейшие пути их совершенствования с применением КМОП-матриц и ПЛИС. Представлены различные конфигурации звездных датчиков ориентации с выносными оптическими головками. Обоснована целесообразность включения в состав звездных приборов ориентации трехосных датчиков угловой скорости на основе технологий МЭМС.

Ключевые слова: космический аппарат, звездный датчик ориентации, БОКЗ, ПЗС-матрица, КМОП-матрица, оптическая головка, датчик угловой скорости, МЭМС.

В последнее десятилетие в Институте космических исследований РАН (ИКИ РАН, Москва) накоплен значительный опыт по разработке, наземным испытаниям и эксплуатации на борту космических аппаратов (КА) приборов звездной ориентации, получивших название „Блок определения координат звезд“ (БОКЗ). Первое поколение приборов БОКЗ в течение 10 лет функционировало на КА „Ямал-100“, начиная с 2000 г. функционирует на МКС [1] и с 2003 г. — на КА „Ямал-200“.

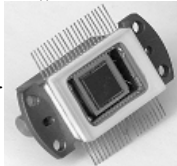
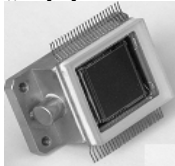
Следующее поколение приборов, получивших название БОКЗ-М [2—4], эксплуатируется в космосе с 2004 г. На данный момент в ИКИ РАН создано более 120 звездных приборов, 51 из которых запущены в космос на 25 КА с суммарной наработкой в космическом пространстве более 1,2 млн. ч. Кроме того, на разных стадиях наземной отработки находятся еще не менее 10 КА, укомплектованных различными модификациями приборов БОКЗ.

Следуя за возрастающими потребностями космической техники, на протяжении этих лет в Институте ведется последовательная модернизация аппаратных и программных средств приборов БОКЗ. Это позволяет повысить помехозащищенность приборов к воздействию факторов космического пространства [5] по сравнению с первыми образцами примерно на три порядка. Время начального распознавания звезд при априори неизвестной ориентации сократилось со 100 до 8 с. Более чем в 10 раз возросла частота обновления информации об ориентации. Диапазон угловых скоростей КА, при которых приборы сохраняют работоспособность, расширился в 25 раз и составил величину 6 °/с.

Для наземной отработки приборов в ИКИ РАН создана и постоянно совершенствуется стендовая база [6—9]. Кроме того, созданы средства для отработки звездных приборов в составе КА.

В существующем виде приборы семейства БОКЗ пригодны для длительной непрерывной эксплуатации практически на всех типах отечественных КА, что подтверждено рядом космических проектов.

Во всех приборах семейства БОКЗ используются в качестве фотоприемных устройств отечественные ПЗС-матрицы „Лев“ и „Лев-3“ производства ОАО ЦНИИ „Электрон“ (Санкт-Петербург) и матрица „Сфера-1000“ производства ЗАО НПП „Элар“ (Санкт-Петербург). Основные параметры этих ПЗС-матриц приведены ниже.

	„Лев-3“	„Сфера-1000“
Внешний вид ПЗС-матрицы.....		
Размер фотозоны, пкс.....	512×512	1024×1024
Размер фотозоны, мм.....	8,2×8,2	16,4×16,4
Размер пиксела, мкм.....	16×16	16×16
Зарядовая вместимость, тыс. эл.....	280	180
Крутизна преобразования выходного устройства, мкВ/эл, не менее.....	3,5	5
Динамический диапазон, не менее.....	7000	8000
Рабочая частота типовая/максимальная, МГц.....	2/3	1/12
Квантовая эффективность, %, не менее, на длинах волн, нм:		
550.....	45	34
700.....	45	45
950.....	10	13
Корпус.....	Металлокерамический, газонаполненный со встроенной термоэлектрической батареей (ТЭБ)	
Максимальная мощность ТЭБ, Вт.....	4	10

Данные ПЗС-матрицы представляют собой высоконадежные полнокадровые приборы, выпускаемые в охлаждаемых корпусах и предназначенные специально для использования в звездных датчиках ориентации КА. Такие приборы и их прототипы успешно применяются в отечественной космической технике начиная с 1980-х гг. На их основе были созданы съемочные устройства для проектов „ВЕГА (1984—1986 гг.) и „ФОБОС“ (1988—1989 гг.). Кроме того, несколько позже, для проекта „МАРС-96“ была разработана „навигационная камера“, входившая в состав научного комплекса и представлявшая собой полностью автономный широкопольный звездный датчик ориентации. Впоследствии он и стал прототипом приборов семейства БОКЗ.

В соответствии с первоначальным замыслом на базе двух типов ПЗС-матриц с одинаковым размером элементов (16×16 мкм), но разным форматом (8×8 мм — „Лев“, 16×16 мм — „Сфера-1000“) предполагалось построить четыре типа звездных датчиков, различающихся по точности измерений, быстродействию и габаритам. В табл. 1 приведены ключевые параметры звездных датчиков [9—12], которые планировались к разработке на старте программы около 15 лет назад.

Как видно из табл. 1, наиболее востребованными оказались приборы с полем зрения 8×8° на основе ПЗС-матрицы форматом 8×8 мм. Потребность в малогабаритных и менее точных приборах типа БОКЗ-МФ оказалась ниже, чем ожидалось. Приборы типа БОКЗ-М60/1000 на основе матрицы форматом 16×16 мм только начинают применяться, а потребность в более точном приборе БОКЗ-М120/1000 в настоящее время лишь формируется.

В какой-то степени потребность в более точном приборе на некоторое время снизилась в результате того, что уже в 2000—2001 гг. был реализован алгоритм совместной обработки данных, поступающих от двух синхронно работающих датчиков, устанавливаемых на борту ортогонально. При этом по каждому из приборов берутся показания по углам вращения вокруг осей X и Y , измеряемые с высокой точностью, и исключаются данные о вращении вокруг оси Z , измеряемые с низкой точностью. В результате удалось получить равноточные измерения параметров ориентации КА по всем трем осям. Например, в проекте „Ресурс-П“ точность привязки каждого элемента снимков к координатам земной поверхности [13—16] составила примерно 10 м, что соответствует точности угловых измерений на уровне 2".

Таблица 1

Параметр	Звездный датчик			
	БОКЗ-МФ	БОКЗ, БОКЗ-У, БОКЗ-М, БОКЗ-М60	БОКЗ-М60/1000	БОКЗ-М120/1000
	На ПЗС-матрице „Лев“		На ПЗС-матрице „Сфера-1000“	
Фокусное расстояние объектива, мм	32	60	60	120
Относительное отверстие объектива	1:1,7	1:2	1:2	1:3
Угол поля зрения, ...°	15×15	8×8	16×16	8×8
Угловая разрешающая способность, ..."/элемент	100	55	55	27
Предельная звездная величина	5,8	7,5	5,8	7,5
Случайная составляющая погрешности измерений*, ...":				
— $\sigma_{x,y}$	5—7	1,5—2,5	1,5—2,5	0,7—1,2
— σ_z	20—30	25—30	15—25	15—25
Частота обновления информации, Гц	1—4	0,3—1	4	1—4
Масса, кг	1,8	4,5	4,5	6

Пр и м е ч а н и е . *Параметр измеряется в наземных условиях при наблюдении естественного движения звезд небесной сферы.

Таким образом, намеченная 15 лет назад программа создания и развития приборов семейства БОКЗ в целом выполнена, хотя возможности дальнейшего совершенствования и развития звездных датчиков ориентации на основе ПЗС-матриц типа „Лев“ и „Сфера-1000“ до сих пор не исчерпаны [17], а их реализация лишь вопрос времени и наличия потребности. Однако пришло время наметить новые рубежи, исходя из возможностей современной элементной базы.

Развитие звездных датчиков ориентации неизменно идет по пути повышения помехозащищенности приборов к воздействию факторов космического пространства, увеличения частоты и точности измерений, расширения диапазона допустимых угловых скоростей и ускорений движения КА при одновременном снижении массы, габаритов и энергопотребления. Вместе с тем, перечисленные параметры звездных датчиков ориентации должны соответствовать требованиям конкретных типов изделий космической техники, исходя из их назначения. Иными словами, существующий ряд звездных датчиков ориентации семейства БОКЗ должен быть со временем замещен другими приборами, построенными на основе новейшей элементной базы.

Прежде чем перейти к рассмотрению путей дальнейшего развития приборов семейства БОКЗ, следует отметить, что за последнее десятилетие не произошло событий, способных радикально изменить подход к построению звездных датчиков ориентации. Так, например, для наблюдения звезд необходимость ухода из видимой и ближней ИК-областей спектра в какой-либо иной спектральный диапазон отсутствует. Это значит, что подход к выбору оптики звездных приборов пока остается неизменным. В то же время появились новые, более эффективные, чем ПЗС-матрицы, фотоприемные устройства, основанные на КМОП-технологии,

получили дальнейшее развитие программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), высокопроизводительные микропроцессоры, а также миниатюрные датчики угловых скоростей на основе микроэлектромеханики.

Использование новейших достижений в области микроэлектроники позволяет сделать следующий шаг на пути оптимизации основных параметров звездных датчиков ориентации, достичь более высоких их эксплуатационных характеристик при одновременном снижении массы и энергопотребления.

Целесообразность использования современных КМОП-матриц в звездных датчиках ориентации объясняется, в первую очередь, их высоким быстродействием, наличием электронного затвора, относительной простотой формирования окон для слежения за гидирующими звездами. Они широко применяются в наземной видеотехнике и уже используются в звездных приборах фирм “Sodern” (Франция) и “Jena-Optronic” (Германия). Матрицы “Star-1000” и HAS сертифицированы для применения Европейским космическим агентством. На очереди сертификация матриц HAS-2 и HAS-3.

КМОП-матрицы, пригодные для космического применения, на сегодня отсутствуют в отечественном производстве, но должны появиться в не столь отдаленной перспективе, что делает актуальным макетирование приборов на их основе.

По своему быстродействию ПЛИС соответствуют КМОП-матрицам. Сочетание этих двух элементов в одном устройстве образует видеокамеру, специализация которой для решения тех или иных задач наблюдения определяется установленным в ПЛИС специальным математическим обеспечением и использованием соответствующей оптики. Таким образом, появляется возможность построения многоцелевых видеокамер (МЦВК) прикладного назначения, обеспечивающих решение широкого круга задач на основе использования ограниченного числа электронных компонентов.

Выполненное в ИКИ РАН макетирование многоцелевой видеокамеры на основе КМОП-матрицы в сочетании с ПЛИС показало возможность построения малогабаритного устройства с низким энергопотреблением, в равной степени пригодного для использования при решении, казалось бы, весьма разнородных задач:

- наблюдения лунной поверхности с посадочного космического аппарата,
- наблюдения Солнца в целях определения параметров ориентации,
- наблюдения звезд в целях определения параметров ориентации.

Не останавливаясь на рассмотрении специфических особенностей решения первых двух задач, выходящих за рамки темы данной статьи, отметим лишь, что необходимое для них математическое обеспечение ПЛИС было создано с относительно малыми затратами труда.

Задача наблюдения звезд в целях определения ориентации была усложнена требованием многократного сокращения объема информации, поступающей от КМОП-матрицы для последующей обработки. Правомерность этого требования связана с тем, что независимо от размерности используемого матричного приемника излучения в сочетании с оптимизированным для него объективом изображение каждой наблюдаемой звезды содержит не более нескольких десятков пикселей. При определении параметров ориентации для дальнейшей обработки обычно выбираются не более 20—30 наиболее ярких звезд. Таким образом, в процессор, осуществляющий обработку, должно поступать порядка 1000 пикселей. Все остальные должны отсеиваться на этапе предварительного анализа исходных изображений участков небесной сферы в реальном масштабе времени.

Поставленная задача была успешно решена с помощью специального фильтра пространственных частот (ФПЧ), установленного в ПЛИС. При этом фильтр эффективно „парирует“ как неоднородность светового фона изображения, так и точечные объекты, возникающие на матрице под воздействием протонной бомбардировки.

Различные виды ФПЧ используются во всех приборах семейства БОКЗ. В первых образцах приборов, в том числе используемых до настоящего времени на МКС и КА „Ямал-200“, где звездные датчики представляют собой выносные оптические головки (ОГ), а обработка данных ведется в бортовой вычислительной машине (БВМ), реализация фильтра осуществлялась аппаратно-программным путем на большом матричном кристалле. В дальнейшем ФПЧ был усложнен и включен в состав математического обеспечения процессора звездного датчика ориентации в моноблочном исполнении. Теперь ФПЧ снова выводится из процессора и реализуется в ПЛИС. Обработка данных ведется в реальном времени в темпе считывания информации с КМОП-матрицы со скоростью 64 Мпкс/с, что соответствует 16 кадрам/с. Указанная частота обновления информации при этом не является предельной, предельная частота определяется временем накопления полезного сигнала. В рассматриваемом примере при использовании КМОП-матрицы CMV-4000 фирмы CMOSIS (Бельгия) с числом пикселей 2048×2048 размером $5,5 \times 5,5$ мкм и форматом матрицы 11×11 мм, а также объективом с фокусным расстоянием 36 мм и относительным отверстием 1:1,2 время накопления может составлять 30 мс.

Здесь необходимо пояснить, что ФПЧ используется в приборах БОКЗ только на этапе решения задачи начальной ориентации, для чего в обработку принимается всего 2—4 кадра. Далее прибор переходит в режим слежения, используя рассчитываемые процессором прогнозируемые параметры углового движения КА, формирует „окна“ вокруг ожидаемых положений гидирующих звезд на очередном кадре и считывает с матрицы значительно меньший объем информации, чем содержится в полном кадре. Предельная частота обновления информации об ориентации в приведенном примере составляет 25—30 Гц. При этом угловая разрешающая способность составляет величину около $30''$ в поле зрения $17 \times 17^\circ$, а необходимая предельная звездная величина — 5,8.

Обратимся вновь к табл. 1. Угловая разрешающая способность всех приведенных в ней приборов лежит в пределах от 100 до $27''$. Таким образом, оптическая головка с приведенными выше параметрами способна заместить все четыре варианта созданных ранее приборов, имея при этом значительные преимущества как по быстродействию, так и по энергетическим и массогабаритным характеристикам. В то же время ничто не мешает сделать на базе той же МЦВК оптическую головку с более длиннофокусным объективом, увеличив тем самым угловую разрешающую способность. Потребность в более высокоточных приборах невелика, однако она существует, например, для использования в составе систем управления астрономическими обсерваториями космического базирования, таких как „Спектр-УФТ“ и „Спектр-М“.

Опуская промежуточные рассуждения, отметим, что в рамках проводимых разработок перспективных звездных приборов планируется создание не менее двух типов МЦВК на основе КМОП-матриц форматом 11×11 мм, что фактически уже сделано, и матрицы форматом не менее 22×22 мм. Оптические головки на базе этих МЦВК могут иметь объективы с фокусным расстоянием до 200 мм. Ожидаемые ключевые параметры перспективных оптических головок приведены в табл. 2.

Как уже упоминалось, МЦВК, состоящая из КМОП-матрицы и ПЛИС с установленным специальным математическим обеспечением, может представлять собой функционально законченное устройство и иметь при этом весьма малые габариты и низкое энергопотребление. В реализованном в ИКИ РАН макете многоцелевая видеокамера — это бескорпусное устройство массой менее 100 г с энергопотреблением около 1 Вт. Дополненное объективом и свето-защитной блендой устройство представляет собой выносную оптическую головку звездного датчика ориентации. При этом масса ОГ определяется в основном массой корпуса и оптических элементов.

По аналогичному пути идет и мировая практика. Так, например, компанией “Sodern” разработана система “Hydra”, в которой резервированный вычислительный блок обрабатывает показания нескольких выносных оптических головок, по показаниям любых двух из них строится равноточная трехосная ориентация и принимается решение о включении в работу оптических головок требуемой конфигурации.

Таблица 2

Параметр	Оптическая головка			
	ОГ36/2000	ОГ80/2000	ОГ90/5000	ОГ200/5000
Число пикселей КМОП-матрицы ¹	2048×2048	2048×2048	5120×3840	5120×3840
Фокусное расстояние объектива, мм	36	80	90	200
Относительное отверстие объектива	1:1,2	1:2	1:2	1:2
Угол поля зрения, ...°	17,5×17,5	8×8	21×14	9×6
Угловая разрешающая способность, ..."/элемент	32	15	15	7
Предельная звездная величина	5,8	7,5	5,8	7,5
Случайная составляющая погрешности измерений ² , ...":				
— $\sigma_{x,y}$	0,7—1,2	0,4—0,5	0,3—0,4	0,1—0,2
— σ_z	7—10	4—6	2—3	2—3
Максимальная частота обновления информации, Гц	30	20	100	50
Масса ³ , кг	0,5—0,8	0,7—0,9	1,2—1,5	2,5—3,2

Примечания.

1. В макете МЦВК использована КМОП-матрица CMV 4000 фирмы CMOSIS. Для расчета параметров ОГ90/5000 и ОГ200/5000 взяты данные КМОП-матрицы CMV-20000 той же фирмы.

2. Параметр измеряется в наземных условиях при наблюдении естественного движения реальной небесной сферы макетом ОГ36/2000. Данные по остальным оптическим головкам получены расчетным путем.

3. Ожидаемая масса всех оптических головок определена с учетом массы объектива, светозащитной бленды, корпусных и крепежных элементов. Масса электронных узлов принята равной 0,1 кг.

На рис. 1 показаны три варианта конфигурации звездных датчиков ориентации на основе оптических головок.

Классический звездный датчик в моноблочном исполнении (рис. 1, а) позволяет получить надежное решение задачи определения ориентации в случаях, когда для данного типа КА достаточной является точность измерений, производимых одним работающим прибором, либо когда непосредственно БВМ осуществляет обработку данных, поступающих от нескольких приборов, в целях повышения точности.

Свои преимущества имеет схема (рис. 1, б) из нескольких выносных оптических головок, подключенных к резервированному блоку обработки данных (БОД). В этой схеме БВМ использует готовые результаты расчетов, так как БОД самостоятельно анализирует работу ОГ и управляет ими, при этом решается задача равноточной трехосной ориентации. В то же время БОД может формировать априорные данные для одной оптической головки по показаниям других, повышая тем самым помехозащищенность системы. Блок обработки данных может быть реализован как в „холодном“, так и в „горячем“ резерве и может использовать от одной до четырех оптических головок. Схема БОД-ОГ является наиболее гибкой в настройке при адаптации к использованию на разных КА.

Схема непосредственного подключения оптических головок к БВМ представляется наиболее надежной и перспективной (рис. 1, в). Однако ее использование возможно только в случае, когда БВМ располагает достаточными вычислительными ресурсами. Кроме того, следует учитывать, что при этом возникают дополнительные трудности при отработке программно-математического обеспечения анализа данных оптических головок.

Нет смысла отдавать предпочтение одному из рассмотренных вариантов: в зависимости от условий применения каждый из них может оказаться востребованным. Соответственно для конструирования звездных датчиков нового поколения выбирается блочно-модульная архитектура, состоящая из оптических головок и блоков обработки данных, что позволяет создавать требуемую конфигурацию.

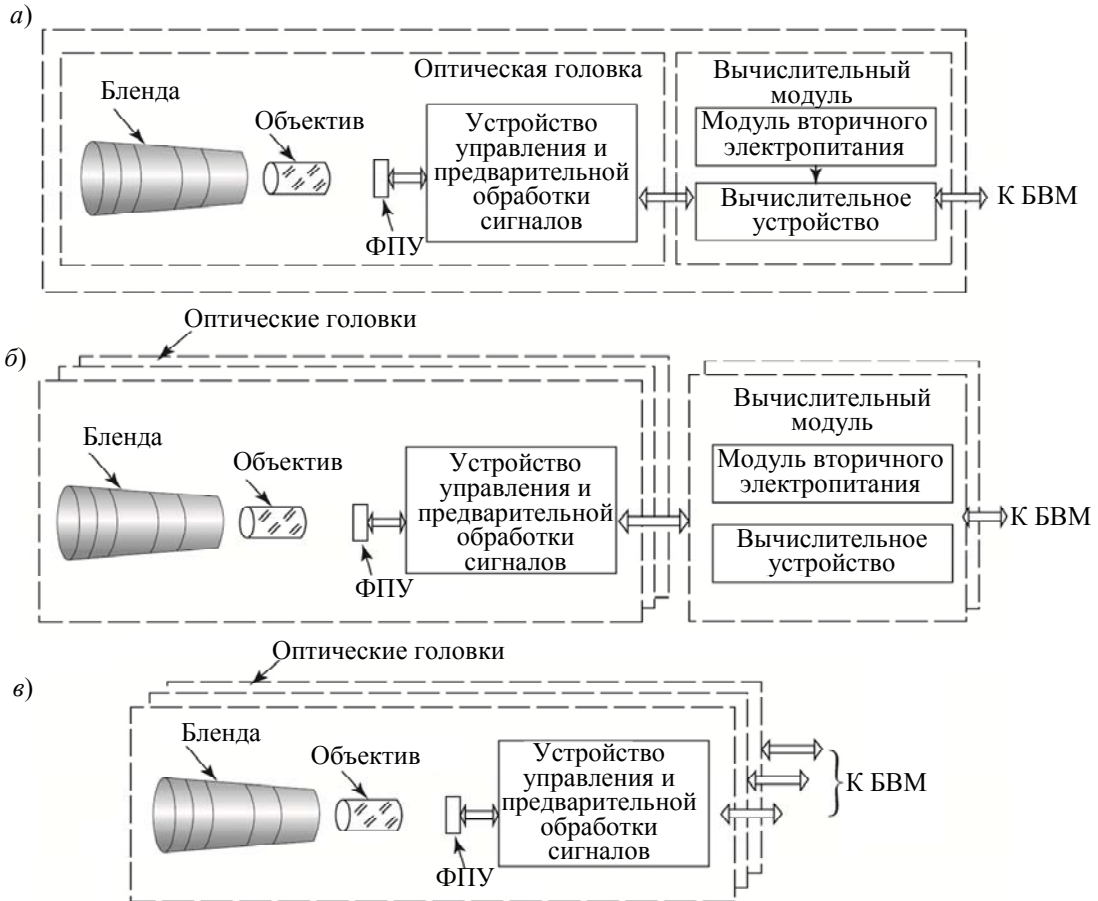


Рис. 1

Следует также учитывать, что появление новейших быстродействующих радиационно-стойких ПЛИС со встроенным вычислительным ядром позволит в ближайшей перспективе превратить оптические головки в моноблочные звездные датчики ориентации, что станет следующим шагом в эволюции этого класса приборов.

При разработке программно-математического обеспечения звездных датчиков большое внимание уделяется мерам по исключению возможности ложного определения параметров ориентации. Как правило, эта цель достигается — в приборах семейства БОКЗ вероятность ложного определения ориентации доведена до пренебрежимо малой величины. Однако при непрерывной работе приборов на борту КА в течение многих лет все же фиксируются единичные случаи появления ложных измерений. Анализ таких случаев показывает, что они происходят во время повышенной солнечной активности, когда фотоприемное устройство бомбардируется потоком протонов с высокой плотностью, эквивалентным светооптическим помехам. Картина звездного неба нарушается и может быть неверно интерпретирована прибором.

Возможность появления подобных событий обычно предусматривается заранее, и они „парируются“ системой управления КА, имеющей, как правило, несколько источников информации о его угловом движении. Вместе с тем, задача исключения возможности ложных измерений непосредственно в звездном датчике ориентации остается актуальной. Один из способов ее решения заключается в установке в звездный датчик малогабаритных датчиков угловой скорости (ДУС) на основе технологий микроэлектромеханики (МЭМС).

Работы в этом направлении ведутся в ИКИ РАН на протяжении нескольких лет [18—21]. В частности, был создан и исследован трехосный ДУС, который впоследствии был установлен в макет звездного датчика ориентации типа БОКЗ-МФ. На макете обрабатывались следующие функции ДУС:

- определение начальных условий движения КА при включении звездного датчика;
- „парирование“ ложных измерений путем сравнения показаний оптического и инерциального каналов измерений;
- замещение показаний оптического канала измерений данными, поступающими от ДУС, при кратковременных засветках.

Макетирование трехосного узла ДУС показало, что устройство с приемлемыми для эксплуатации параметрами может иметь массу около 30 г, энергопотребление 0,5 Вт при весьма малых габаритах, допускающих его установку в многоцелевую видеокамеру практически без изменения ее массогабаритных характеристик. Обработка данных ДУС осуществляется в основном в ПЛИС.

Эксперименты дали положительные результаты, однако при отработке прибора возникли значительные трудности. Для одновременной работы оптического и инерциального каналов измерений необходимо наличие звезд в поле зрения прибора и реальное угловое движение КА. Потребовалось создание специального стенда, работа над которым в настоящее время завершена. Схема и фотоизображение стенда приведены на рис. 2.

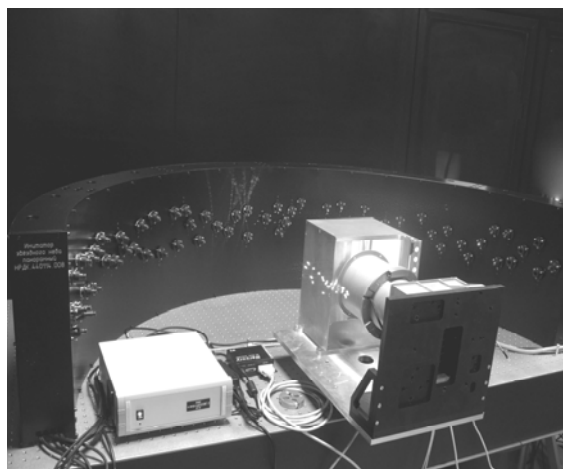
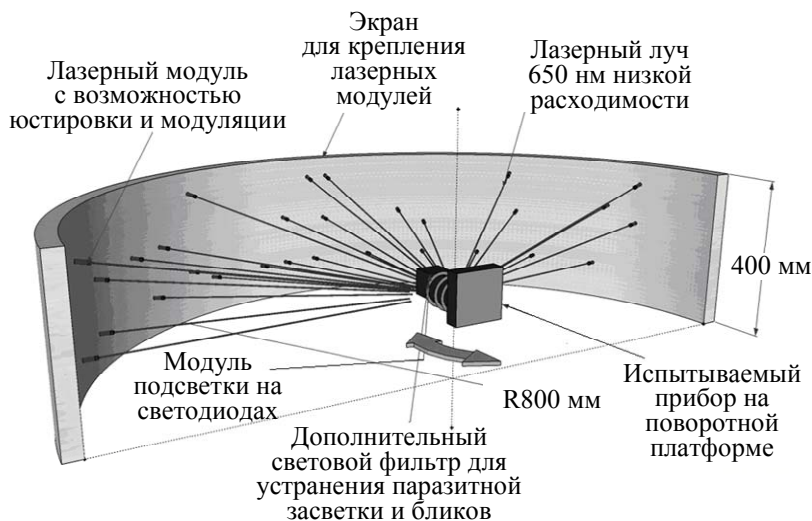


Рис. 2

Представляется целесообразным внедрение трехосного узла ДУС в базовую конфигурацию многоцелевой видеокамеры, что позволит получать дополнительную информацию при различных вариантах ее использования: при съемке объектов наблюдения с борта КА, имею-

шего высокую скорость углового движения, с помощью ДУС можно определить оптимальное время экспозиции; использование ДУС в составе солнечного датчика позволит дополнить информацию об ориентации параметрами углового движения.

На рис. 3 показан действующий макет звездного датчика ориентации, состоящий из двух оптических головок и резервированного блока обработки данных.

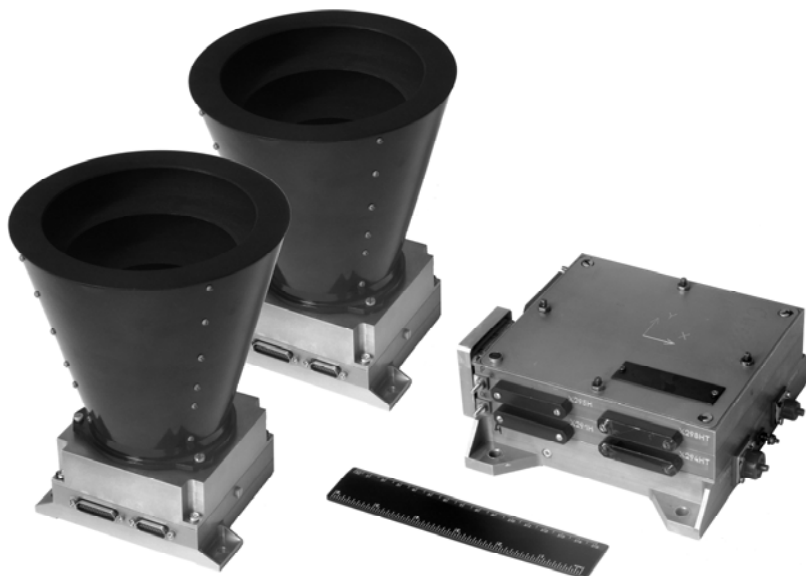


Рис. 3

Завершая рассмотрение перспектив развития звездных датчиков ориентации семейства БОКЗ, подведем некоторые итоги.

1. Приборы звездной ориентации семейства БОКЗ, разработанные ИКИ РАН и эксплуатируемые на многих отечественных КА, имеют перспективы дальнейшего практического использования в существующем виде. Кроме того, возможно их дальнейшее развитие, ведущее к улучшению эксплуатационных характеристик путем совершенствования схемных решений, программно-математического обеспечения и замены отдельных электронных компонентов на более современные.

2. Появление новых электронных компонентов, таких как фотоприемные устройства на основе КМОП-матриц, ПЛИС, высокопроизводительные микропроцессоры и датчики угловой скорости на базе технологий микроэлектромеханики, позволяет создать новое поколение звездных датчиков ориентации с существенно более высокими эксплуатационными характеристиками при значительно меньших габаритах, массе и энергопотреблении.

3. Выполненные в ИКИ РАН экспериментальные разработки дают основание предложить к использованию в составе звездных датчиков ориентации современные КМОП-матрицы в сочетании с ПЛИС, которые образуют многоцелевую видеокамеру, пригодную для решения и других задач наблюдения. Специализация МЦВК для решения тех или иных задач осуществляется путем использования соответствующей оптики и установленного в ПЛИС программно-математического обеспечения.

4. Звездный датчик на базе МЦВК с объективом, определяющим угловые параметры прибора, и программно-математическим обеспечением, осуществляющим фильтрацию пространственных частот в целях выделения звезд на изображении участка небесной сферы и формирование „окон“ для слежения за гидирующими звездами, представляет собой выносную оптическую головку. Происходящее в процессе указанных видов обработки глубокое сжатие исходных данных позволяет использовать для определения ориентации как специальные вычислительные устройства, так и БВМ системы управления движением КА.

5. Исследования показывают целесообразность включения в состав МЦВК трехосных датчиков угловой скорости на основе технологий микроэлектромеханики. Показания датчиков позволяют упростить определение начальных условий работы звездного датчика ориентации и повысить его помехозащищенность при воздействии факторов космического пространства. Полезны они и при использовании МЦВК для других целей.

6. При конструировании перспективных звездных датчиков ориентации предполагается использовать блочно-модульную архитектуру, что позволит создавать как моноблочные компоновки приборов, так и использовать разное число оптических головок в сочетании с резервированными блоками обработки данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аванесов Г. А., Дунаев Б. С., Красиков В. А., Куделин М. И., Форш А. А. Датчики звездной ориентации семейства БОКЗ. Опыт 11-летней эксплуатации в космосе // Тез. докл. II Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов“, Таруса, 13—16 сент. 2010 г. М.: ИКИ РАН, 2010.
2. Аванесов Г. А., Форш А. А., Бессонов Р. В., Зиман Я. Л., Куделин М. И., Залялова Р. Г. Звездный координатор БОКЗ-М и перспективы его развития // Материалы XIV Санкт-Петербург. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам, 28—30 мая 2007 г. СПб: ЦНИИ „Электроприбор“, 2007. С. 199—205.
3. Аванесов Г. А., Воронков С. В., Форш А. А., Куделин М. И. Звездные координаторы систем ориентации космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 66—69.
4. Определение вращательного движения космического аппарата в режиме астрокоррекции по измерениям звездного датчика БОКЗ-М / Г. А. Аванесов, В. А. Красиков, А. В. Никитин, В. В. Сазонов. М., 2010. Препринт / ИПМ им. М. В. Келдыша, № 30.
5. Аванесов Г. А., Акимов В. В., Воронков С. В. Исследование влияния заряженных частиц на функционирование астронавигационных приборов // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 79—83.
6. Аванесов Г. А., Воронков С. В., Форш А. А. Стенд для динамических испытаний и геометрической калибровки астронавигационных приборов // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 74—79.
7. Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Форш А. А. Динамические испытания систем управления полетом искусственных спутников Земли // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2005. № 9.
8. Аванесов Г. А., Кондратьева Т. В., Никитин А. В., Шамис В. А. Моделирование работы приборов звездной ориентации в наземных условиях // Материалы выездного семинара ИКИ РАН „Космическое приборостроение“, Таруса, 7—9 июня 2006 г. М.: ИКИ РАН, 2006. С. 16—17.
9. Аванесов Г. А., Дементьев В. Ю., Мыслик Е. А. Результаты проведения лабораторных испытаний датчика звездной ориентации БОКЗ-МФ на динамическом стенде // Тез. докл. Второй Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов“, Таруса, 13—16 сент. 2010 г. М.: ИКИ РАН, 2010. С. 41—42.
10. Аванесов Г. А., Красиков В. А., Никитин А. В. Исследование точностных характеристик датчиков астроориентации КА семейства БОКЗ-М // Материалы выездного семинара ИКИ РАН „Космическое приборостроение“, Таруса, 7—9 июня 2006 г. М.: ИКИ РАН, 2006. С. 71—83.
11. Оценка точности определения параметров ориентации осей систем координат астроизмерительных приборов семейства БОКЗ / Г. А. Аванесов, В. А. Красиков, А. В. Никитин, В. В. Сазонов. М., 2009. Препринт / ИПМ им. М. В. Келдыша, № 70.
12. Оценка точности определения параметров ориентации осей систем координат астроизмерительного прибора БОКЗ-М по экспериментальным данным / Г. А. Аванесов, В. А. Красиков, А. В. Никитин, В. В. Сазонов. М., 2010. Препринт / ИПМ им. М. В. Келдыша, № 74.
13. Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Куделин М. И., Новиков Б. С., Форш А. А. Комплекс координатно-временного обеспечения оперативной географической координатной привязки видеоданных, получаемых с КА „Метеор-М“ // Тез. докл. III Открытой Всерос. конф. „Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса“, Москва, 14—17 ноября 2005 г. М.: ИКИ РАН, 2005.

14. *Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Фори А. А.* Аппаратное обеспечение географической координатной привязки данных ДЗЗ по бортовым навигационным измерениям // *Материалы 2-й науч.-техн. конф. „Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли“*, Адлер, 12—16 сент. 2005 г. М.: МНТОРЭС им. А. С. Попова, 2005.
15. *Аванесов Г. А.* Оптико-электронные приборы для ориентации КА и съемки земной поверхности // *Тез. докл. IV Открытой Всерос. конф. „Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса“*, Москва, 13—17 ноября 2006 г. М.: ИКИ РАН, 2006.
16. *Никитин А. В.* Использование данных навигационных приборов с целью получения и координатной привязки видеоданных дистанционного зондирования Земли высокого разрешения // *Сб. трудов Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов“*, Таруса, 22—25 сент. 2008 г. М.: ИКИ РАН, 2009.
17. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н., Мыслик Е. А., Лискив А. С., Людомирский М. Б., Каютин И. С., Ямщиков Н. Е.* Разработка автономной бесплатформенной астроинерциальной навигационной системы // *Сб. трудов Третьей Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов“*, Таруса, 10—13 сент. 2012 г. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 9—29.
18. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Дятлов С. А.* Интегрированные приборы определения параметров движения космического аппарата // *Тез. докл. Второй Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов“*, Таруса, 13—16 сент. 2010 г. М.: ИКИ РАН, 2010. С. 6—7.
19. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н., Сазонов В. В.* Алгоритмы совместной обработки данных измерений звездных координаторов и датчиков угловой скорости // *Сб. трудов Второй Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов“*, Таруса, 13—16 сент. 2010 г. М.: ИКИ РАН, 2010. С. 36—48.
20. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н.* Опыт использования микромеханических датчиков угловой скорости в составе приборов звездной ориентации // *Тез. докл. Третьей Всерос. науч.-техн. конф. „Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов“*, Таруса, 10—13 сент. 2012 г. М.: ИКИ РАН, 2012. С. 10—11.
21. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Дятлов С. А., Куркина А. Н., Сазонов В. В.* Вопросы применения микромеханических гироскопов для космических проектов // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2013. Т. 10, № 4. С. 51—63.

Сведения об авторах

- Генрих Аронович Аванесов** — д-р техн. наук, профессор; Институт космических исследований Российской академии наук, Москва; гл. научный сотрудник;
E-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru
- Роман Валерьевич Бессонов** — канд. техн. наук; Институт космических исследований Российской академии наук, Москва; заведующий отделом;
E-mail: besson777@rambler.ru
- Анатолий Анатольевич Фори** — канд. физ.-мат. наук; Институт космических исследований Российской академии наук, Москва; ведущий научный сотрудник;
E-mail: forsh@ofo.iki.rssi.ru
- Михаил Иванович Куделин** — Институт космических исследований Российской академии наук, Москва; гл. конструктор проекта; E-mail: mkudelin@nserv.iki.rssi.ru

Рекомендована Институтом

Поступила в редакцию
26.05.14 г.

А. В. АВЕРЬЯНОВ, К. А. ЭСАУЛОВ, О. Е. МОЛЧАНОВ, Т. И. БЕЛАЯ

СИСТЕМА АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассматривается подход к решению проблемы обеспечения устойчивости функционирования малых космических аппаратов. Суть подхода состоит во включении в состав бортового комплекса управления КА системы автономной навигации, что позволяет осуществлять на борту измерения первичных навигационных параметров. Предложен алгоритм совместной обработки информации, реализуемый методом наименьших квадратов.

Ключевые слова: навигация, малый космический аппарат, бортовой комплекс управления, обработка информации, метод наименьших квадратов.

Запуски малых космических аппаратов (МКА) связаны с задачами, для решения которых необходимо знать параметры орбиты в любой заданный момент времени. Определение орбиты МКА — одна из основных задач баллистическо-навигационного обеспечения его полета. Для слежения за МКА, выдачи команд управления бортовой аппаратурой и решения других оперативных задач необходимо с требуемой точностью определить координаты и компоненты вектора скорости МКА.

Аналитический подход при расчете параметров движения МКА дает лишь приближенные оценки параметров его орбиты [1]. Единственным источником точного знания орбиты МКА являются навигационные измерения, на основании статистической обработки которых определяются ее параметры. Необходимо отметить, что характерной особенностью малых КА является большое время их активного функционирования в околоземном пространстве.

Процесс определения орбиты МКА включает в себя следующие обязательные этапы [2]:

- проведение, после выведения МКА на орбиту, навигационных измерений ее параметров в соответствии с заранее разработанной схемой радиоконтроля орбиты;
- определение (уточнение) орбиты по навигационным измерениям, причем результаты определения орбиты являются исходными для решения задачи прогнозирования, расчета данных по коррекции орбиты, решения навигационных задач по обеспечению экспериментов.

Недостатком такого процесса определения параметров орбиты является зависимость качества решения навигационной задачи от сеансов связи с наземным автоматизированным комплексом управления, что в результате снижает устойчивость функционирования МКА.

Один из путей повышения устойчивости функционирования МКА — обеспечение их автономности в течение всего времени существования на околоземной орбите. Кроме того, должна быть обеспечена аппаратная и программная поддержка устойчивости функционирования бортовой вычислительной системы, которая является ядром бортового комплекса управления [3].

Автономное функционирование МКА (в широком смысле) включает в себя несколько процессов:

- автономное поддержание МКА в работоспособном состоянии;
- автономное управление движением МКА;
- автономная навигация;
- автономная обработка специальной информации.

Другим путем повышения устойчивости функционирования МКА является решение на его борту многоцелевых задач с использованием сравнительно простого оборудования, а также обеспечение возможности успешной работы при возникновении аварийных ситуаций.

Таким образом, требование устойчивости функционирования МКА приводит к необходимости создания систем автономной навигации (САН). Рассмотрим некоторые ключевые моменты, определяющие структуру и концепцию функционирования САН.

Для решения задач автономной навигации малого КА необходимо знать начальный вектор его состояния \mathbf{Q}_0 в некоторый момент времени t_0 . В процессе полета МКА этот вектор определяется (уточняется), как правило, по бортовым навигационным измерениям в результате функционирования САН. Уточняемый вектор состояния \mathbf{Q}_0 содержит шесть независимых параметров, однозначно определяющих орбиту МКА для заданной модели движения. При определении орбиты по бортовым навигационным измерениям целесообразно применение метода наименьших квадратов (МНК) [4].

При использовании метода наименьших квадратов выражение для получения оценок отклонений вектора состояния имеет следующий вид:

$$\Delta \mathbf{q}_0 = (W^T P W)^{-1} W^T P \Delta \Theta, \quad (1)$$

где Θ — вектор, определяющий выборку бортовых навигационных измерений; W — матрица производных от элементов вектора Θ по элементам вектора состояния \mathbf{Q}_0 ; P — диагональная весовая матрица.

При обработке измерительных данных с использованием МНК для получения оценки (1) требуется предварительно накопить всю выборку измерений. При этом темп выдачи оценок будет ниже, чем темп поступления результатов измерений. Кроме того, алгоритм обработки является достаточно громоздким, особенно при значительном количестве элементов m оцениваемого вектора $\Delta \mathbf{q}_0$ и большой выборке измерений Θ , состоящей из k первичных навигационных параметров Θ_i , $i = 1, 2, \dots, k$, каждый из которых измерен n раз в дискретные моменты времени t_i . Громоздкость алгоритма связана также с необходимостью обращения $m \times m$ -матрицы $W^T P W$ и запоминания всей выборки Θ . Линеаризованное уравнение (1) решается методом последовательных приближений, при котором в ходе каждой n -й итерации вычисляется оценка $\Delta \mathbf{q}_{0n}$ и определяется уточненное значение вектора состояния МКА по формуле

$$\mathbf{Q}_{0n} = \mathbf{Q}_{0(n-1)} + \Delta \mathbf{q}_{0n}. \quad (2)$$

Вычислительная операция (2) повторяется до тех пор, пока не будет выполнено условие

$$\Delta \mathbf{q}_{0n} - \Delta \mathbf{q}_{0(n-1)} \leq \delta \mathbf{q}_0, \quad (3)$$

где $\delta \mathbf{q}_0$ — заранее установленная величина.

Работоспособность алгоритмов и реализующих их программ, устанавливаемых в бортовом комплексе управления или в бортовой вычислительной системе, проверяется на этапе наземной отработки. В навигационном алгоритме используется гипотеза о независимости, несмещенности и нормальности погрешностей измерений, несмотря на то, что их реальные вероятностные характеристики могут не соответствовать принятой гипотезе. Основанием для такого подхода является преднамеренное упрощение алгоритма обработки, что связано со снижением требований к характеристикам высокоинтегрированного бортового комплекса управления МКА. Другая причина заключается в том, что реальную статистическую картину погрешностей измерений до полета МКА определить трудно. Предположим, что погрешности бортовых измерений, вызванные большим числом независимых факторов, подчиняются нормальному закону распределения. Будем считать, что временная и взаимная корреляция этих погрешностей отсутствует, а их математическое ожидание равно нулю.

Уточнение 6-мерного вектора состояния МКА осуществляется посредством алгоритма совместной обработки, реализуемого методом наименьших квадратов — статическим фильтром. Процесс вычислений, реализуемый алгоритмом, включает в себя следующие операции.

1. Вычисление параметров движения МКА, приближающегося к истинному, по заданным начальным (точным) условиям $\mathbf{Q}_{0т}$, характеристикам Земли и атмосферы.

2. Вычисление значений первичных навигационных параметров по результатам расчета параметров истинного движения МКА.

3. Добавление погрешностей (дисперсии для независимых измерений) к истинным значениям измерений.

4. Вычисление параметров „приближенного“ движения МКА по заданным начальным условиям $\mathbf{Q}_{0пр}$.

5. Определение расчетных значений измеряемых величин по результатам вычислений параметров „приближенного“ движения.

6. Определение разностей между измеренными и расчетными значениями в соответствии с методом наименьших квадратов.

Оценка вектора состояния \mathbf{Q}_0 в некоторый начальный момент времени t_0 формируется на основе решения системы нормальных уравнений

$$\mathbf{Q}_0 = \mathbf{Q}_{0пр} + \mathbf{C}^{-1} \mathbf{D}, \quad (4)$$

где \mathbf{C} — квадратная 6×6 -матрица системы нормальных уравнений; \mathbf{D} — 6-компонентный вектор-столбец взвешенных отклонений измерений.

Для моментов времени t_j с постоянным шагом формируются фундаментальные матрицы W_j , число строк которых равно числу измеряемых первичных навигационных параметров, а число столбцов равно шести. Матрица W_j представляет собой произведение градиентной матрицы A_j частных производных от измеряемых величин по текущим параметрам движения в момент измерения и матрицы баллистических производных B_j . Для вычисления элементов матриц A_j и B_j , являющихся функциями положения и скорости МКА, используются априорные данные нулевого приближения ($\mathbf{Q}_{0пр}$).

Предполагается, что среднеквадратические отклонения измерений каждого вида первичных навигационных параметров на протяжении всего сеанса измерений неизменны (стационарный случайный процесс).

На основе полученных матриц на каждом шаге измерений формируется квадратная 6×6 -матрица C_j по формуле

$$C_j = W_j^T P W_j. \quad (5)$$

Соответствующие элементы матрицы C_j накапливаются от шага к шагу, и за N шагов в результате суммирования формируется матрица \mathbf{C} системы нормальных уравнений:

$$\mathbf{C} = C_1 + C_2 + \dots + C_N. \quad (6)$$

Обращенная матрица (6) входит в выражение (4). При реализации п. 6 алгоритма на каждом шаге измерений по результатам выполнения пп. 2 и 5 формируется вектор отклонений $\Delta \Theta_j$. Используя этот вектор совместно с фундаментальной матрицей W_j и весовой матрицей P , можно вычислить на каждом шаге вектор-столбец (размером 6×1)

$$\mathbf{M}_j = W_j^T P \Delta \Theta_j. \quad (7)$$

В результате последовательного суммирования векторов \mathbf{M}_j от шага к шагу формируется матрица взвешенных отклонений

$$\mathbf{D} = \sum_{j=1}^N W_j^T P \Delta \Theta_j. \quad (8)$$

Вычислительные процедуры (4)—(8) повторяются до момента выполнения условия (3). В результате достигается требуемая точность оценки вектора состояния $\mathbf{Q}_{0пр}$ МКА.

Таким образом, включение системы автономной навигации в состав бортового комплекса управления МКА и использование рассмотренного алгоритма совместной обработки

повышает устойчивость и сроки активного существования МКА, так как обеспечивается управление его движением и при продолжительном отсутствии связи с наземными командно-измерительными комплексами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Аверьянов А. В.* Аналитический метод расчета движения малого космического аппарата, связанного с базовым космическим аппаратом // Изв. вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 4. С. 75—77.
2. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса „Салют-6“ — „Союз“ — „Прогресс“ / *И. К. Бажин, В. П. Гаврилов, В. Д. Ястребов* и др. М.: Наука, 1985. 376 с.
3. *Басыров А. Г., Гончаренко В. А., Забузов В. С., Кремез Г. В., Эсаулов К. А.* Повышение устойчивости функционирования бортовых вычислительных систем по результатам космических экспериментов // Изв. вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 4. С. 70—74.
4. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит / *Л. Ф. Порфирьев, В. В. Смирнов, В. И. Кузнецов*. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.

Сведения об авторах

- Алексей Васильевич Аверьянов** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: Aver957@mail.ru
- Константин Андреевич Эсаулов** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: home5263@yandex.ru
- Олег Евграфович Молчанов** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: moevik5001@yandex.ru
- Татьяна Иоанновна Белая** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: studentszip@yandex.ru

Рекомендована кафедрой
информационно-вычислительных
систем и сетей

Поступила в редакцию
16.09.14 г.

УДК 629.78

В. И. ЛУКАСЕВИЧ, С. О. КРАМАРОВ, С. В. СОКОЛОВ

АЛГОРИТМ ДИНАМИЧЕСКОГО ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТА ПО СПУТНИКОВЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ

Представлено решение задачи апостериорного оценивания динамически изменяющихся параметров углового движения объекта по спутниковым измерениям. Показаны преимущества методов стохастической нелинейной динамической фильтрации относительно одномоментных измерений.

Ключевые слова: апостериорное оценивание, угловое движение, спутниковые измерения.

Введение. Полное решение навигационной задачи для подвижного объекта всегда предполагает определение параметров не только линейного движения, но и углового. Поэтому доведение точности позиционирования объектов до субсантиметрового диапазона за счет использования спутниковых навигационных систем (СНС) [1—3] связано с задачей следующего этапа — повышением точности спутникового определения параметров углового движения

до значений, характерных для современных углоизмерительных систем геодезического класса [3—9].

В настоящее время методы определения ориентации с помощью СНС можно разделить в основном на два класса: определение параметров ориентации по предварительно найденным базовым векторам [7, 8] и непосредственное определение углов ориентации [9]. Для этих методов характерно использование одномоментных измерений по базовым векторам с последующей их обработкой с помощью традиционных статистических алгоритмов. Это не позволяет, во-первых, учесть особенности динамики вращения конкретного объекта и, следовательно, обеспечить требуемую точность оценки параметров средне- и высокочастотных вращающихся объектов, а во-вторых, в полной мере использовать методы современной теории стохастической фильтрации, обеспечивающие возможность оптимального оценивания угловых параметров с произвольной динамикой их изменения. В связи с этим представляет интерес разработка подхода, позволяющего использовать для оценки углового положения объекта только по спутниковым измерениям методы динамической нелинейной фильтрации. В качестве измерений, используемых для построения реализующих данный подход алгоритмов, рассмотрим фазовые и доплеровские измерения, осуществляемые СНС. При этом решение задачи приведем для СНС с высокой частотой поступления навигационных сообщений, что позволяет считать характер спутниковых измерений по отношению к динамике изменения навигационных параметров объекта непрерывным. (В настоящее время частота приема спутниковых сообщений в навигационных приемниках “Topcon”, “Javad”, “Trimble” составляет 100 Гц с дальнейшей тенденцией к увеличению [3].)

Постановка задачи. Для возможности применения методов нелинейной стохастической фильтрации при оценке параметров ориентации объекта необходимо получить, во-первых, уравнения динамики их изменения, а во-вторых, уравнения их наблюдения.

Рассмотрим последовательно решение этих задач, опираясь на следующие исходные положения. Пусть на объекте расположены три навигационных приемника, причем координаты $\{x_i, y_i, z_i\}$ каждого i -го, $i=1, 2, 3$, приемника в системе координат $Oxyz$, связанной с объектом (ССК), неизменны и известны с высокой точностью, а координаты $\{\xi_i, \eta_i, \zeta_i\}$ каждого i -го приемника в гринвичской СК (ГСК) $O\xi\eta\zeta$ определяются по спутниковым измерениям. В этом случае координаты трех возможных векторов, построенных по точкам расположения приемников, в ГСК имеют вид $|\xi_i - \xi_j \quad \eta_i - \eta_j \quad \zeta_i - \zeta_j|^T$, а в ССК соответственно — $|x_i - x_j \quad y_i - y_j \quad z_i - z_j|^T$, $i > j$; $i, j = 1, 2, 3$. Введя для краткости обозначения:

$$\xi_i - \xi_j = \xi_{ij}, \quad \eta_i - \eta_j = \eta_{ij}, \quad \zeta_i - \zeta_j = \zeta_{ij}, \quad x_i - x_j = x_{ij}, \quad y_i - y_j = y_{ij}, \quad z_i - z_j = z_{ij},$$

взаимную ориентацию указанных векторов можно представить следующим образом:

$$\begin{pmatrix} \xi_{ij} \\ \eta_{ij} \\ \zeta_{ij} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{ij} \\ y_{ij} \\ z_{ij} \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} x_{ij} \\ y_{ij} \\ z_{ij} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где M — подлежащая определению по спутниковым измерениям матрица направляющих косинусов ориентации ГСК относительно ССК.

Так как любые три из девяти элементов матрицы M могут быть выражены через остальные шесть (через свои алгебраические дополнения) [10], то в целях сокращения определяемых направляющих косинусов используем эти известные нелинейные связи и представим матрицу M в следующем виде, учитывая зависимости

$$m_{11} = m_{22} m_{33} - m_{23} m_{32}, \quad m_{21} = m_{12} m_{33} - m_{13} m_{32}, \quad m_{31} = m_{12} m_{23} - m_{13} m_{22}:$$

$$M = \begin{pmatrix} m_{22} m_{33} - m_{23} m_{32} & m_{12} & m_{13} \\ m_{12} m_{33} - m_{13} m_{32} & m_{22} & m_{23} \\ m_{12} m_{23} - m_{13} m_{22} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Полученные соотношения (1), (2) позволяют записать для двух векторов из трех (например, при $ij = 12, ij = 23$) следующие представления:

$$\begin{pmatrix} \xi_{12} \\ \eta_{12} \\ \zeta_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{22} m_{33} - m_{23} m_{32} & m_{12} & m_{13} \\ m_{12} m_{33} - m_{13} m_{32} & m_{22} & m_{23} \\ m_{12} m_{23} - m_{13} m_{22} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{12} \\ y_{12} \\ z_{12} \end{pmatrix}, \quad \begin{pmatrix} \xi_{23} \\ \eta_{23} \\ \zeta_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{22} m_{33} - m_{23} m_{32} & m_{12} & m_{13} \\ m_{12} m_{33} - m_{13} m_{32} & m_{22} & m_{23} \\ m_{12} m_{23} - m_{13} m_{22} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{23} \\ y_{23} \\ z_{23} \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Данные соотношения являются исходными для вывода дифференциальных уравнений, определяющих динамику изменения направляющих косинусов.

Продифференцируем соотношения (3) по времени:

$$\begin{pmatrix} \dot{\xi}_{12} \\ \dot{\eta}_{12} \\ \dot{\zeta}_{12} \\ \dot{\xi}_{23} \\ \dot{\eta}_{23} \\ \dot{\zeta}_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{12} \dot{m}_{22} m_{33} + x_{12} m_{22} \dot{m}_{33} - x_{12} \dot{m}_{23} m_{32} - x_{12} m_{23} \dot{m}_{32} + y_{12} \dot{m}_{12} + z_{12} \dot{m}_{13} \\ x_{12} \dot{m}_{12} m_{33} + x_{12} m_{12} \dot{m}_{33} - x_{12} \dot{m}_{13} m_{32} - x_{12} m_{13} \dot{m}_{32} + y_{12} \dot{m}_{22} + z_{12} \dot{m}_{23} \\ x_{12} \dot{m}_{12} m_{23} + x_{12} m_{12} \dot{m}_{23} - x_{12} \dot{m}_{13} m_{22} - x_{12} m_{13} \dot{m}_{22} + y_{12} \dot{m}_{32} + z_{12} \dot{m}_{33} \\ x_{23} \dot{m}_{22} m_{33} + x_{23} m_{22} \dot{m}_{33} - x_{23} \dot{m}_{23} m_{32} - x_{23} m_{23} \dot{m}_{32} + y_{23} \dot{m}_{12} + z_{23} \dot{m}_{13} \\ x_{23} \dot{m}_{12} m_{33} + x_{23} m_{12} \dot{m}_{33} - x_{23} \dot{m}_{13} m_{32} - x_{23} m_{13} \dot{m}_{32} + y_{23} \dot{m}_{22} + z_{23} \dot{m}_{23} \\ x_{23} \dot{m}_{12} m_{23} + x_{23} m_{12} \dot{m}_{23} - x_{23} \dot{m}_{13} m_{22} - x_{23} m_{13} \dot{m}_{22} + y_{23} \dot{m}_{32} + z_{23} \dot{m}_{33} \end{pmatrix} \quad (4)$$

и в правой части выражения (4) выделим вектор производных направляющих косинусов:

$$\begin{pmatrix} \dot{\xi}_{12} \\ \dot{\eta}_{12} \\ \dot{\zeta}_{12} \\ \dot{\xi}_{23} \\ \dot{\eta}_{23} \\ \dot{\zeta}_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_{12} & z_{12} & x_{12} m_{33} & -x_{12} m_{32} & -x_{12} m_{23} & x_{12} m_{22} \\ x_{12} m_{33} & -x_{12} m_{32} & y_{12} & z_{12} & -x_{12} m_{13} & x_{12} m_{12} \\ x_{12} m_{23} & -x_{12} m_{22} & -x_{12} m_{13} & x_{12} m_{12} & y_{12} & z_{12} \\ y_{23} & z_{23} & x_{23} m_{33} & -x_{23} m_{32} & -x_{23} m_{23} & x_{23} m_{22} \\ x_{23} m_{33} & x_{23} m_{32} & y_{23} & z_{23} & -x_{23} m_{13} & x_{23} m_{12} \\ x_{23} m_{23} & x_{23} m_{22} & -x_{23} m_{13} & x_{23} m_{12} & y_{23} & z_{23} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \dot{m}_{12} \\ \dot{m}_{13} \\ \dot{m}_{22} \\ \dot{m}_{23} \\ \dot{m}_{32} \\ \dot{m}_{33} \end{pmatrix} = \Phi(M) \cdot \begin{pmatrix} \dot{m}_{12} \\ \dot{m}_{13} \\ \dot{m}_{22} \\ \dot{m}_{23} \\ \dot{m}_{32} \\ \dot{m}_{33} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Из соотношения (5) получим следующее дифференциальное уравнение для искомых направляющих косинусов:

$$\begin{pmatrix} \dot{m}_{12} \\ \dot{m}_{13} \\ \dot{m}_{22} \\ \dot{m}_{23} \\ \dot{m}_{32} \\ \dot{m}_{33} \end{pmatrix} = \Phi^{-1}(M) \cdot \begin{pmatrix} \xi_{12} \\ \eta_{12} \\ \zeta_{12} \\ \xi_{23} \\ \eta_{23} \\ \zeta_{23} \end{pmatrix}, \quad m_{ij0} = m_{ij}(0), \quad i, j = 1, 2, 3, \quad (6)$$

где $\Phi^{-1}(M)$ — матрица, обратная $\Phi(M)$.

Полученное уравнение позволяет применить для оценки параметров ориентации объекта методы динамической нелинейной фильтрации путем преобразования его в уравнение динамики оцениваемого вектора угловых параметров (вектора ориентации) в форме Ланжевена.

Стохастические уравнения параметров углового движения объекта по спутниковым измерениям. Введем обозначения:

$$\dot{\xi}_{ij} = \dot{\xi}_i - \dot{\xi}_j = V_{\xi i} - V_{\xi j}, \quad \dot{\eta}_{ij} = \dot{\eta}_i - \dot{\eta}_j = V_{\eta i} - V_{\eta j}, \quad \dot{\zeta}_{ij} = \dot{\zeta}_i - \dot{\zeta}_j = V_{\zeta i} - V_{\zeta j},$$

где $V_{\xi i}, V_{\eta i}, V_{\zeta i}, i=1, 2, 3$, — проекции линейной скорости i -й антенны навигационного приемника на оси ГСК.

С учетом данных обозначений с помощью стандартных алгоритмов [2] сначала определяются оценки проекций скорости $\hat{V}_{\xi i}, \hat{V}_{\eta i}, \hat{V}_{\zeta i}$ (по доплеровским измерениям), после чего определяются их разности с соответствующими случайными ошибками $W_{\xi ij}, W_{\eta ij}, W_{\zeta ji}, i, j=1, 2, 3$, которые могут быть в неблагоприятном случае аппроксимированы центрированными белыми гауссовыми шумами (БГШ) с известными интенсивностями $D_{\xi ij}, D_{\eta ij}, D_{\zeta ji}, i, j=1, 2, 3$. Тогда из уравнения (6) получаем стохастическое дифференциальное уравнение вектора угловых параметров в форме Ланжевена

$$\begin{pmatrix} \dot{m}_{12} \\ \dot{m}_{13} \\ \dot{m}_{22} \\ \dot{m}_{23} \\ \dot{m}_{32} \\ \dot{m}_{33} \end{pmatrix} = \Phi^{-1}(M) \begin{pmatrix} \hat{V}_{\xi 1} - \hat{V}_{\xi 2} \\ \hat{V}_{\eta 1} - \hat{V}_{\eta 2} \\ \hat{V}_{\zeta 1} - \hat{V}_{\zeta 2} \\ \hat{V}_{\xi 2} - \hat{V}_{\xi 3} \\ \hat{V}_{\eta 2} - \hat{V}_{\eta 3} \\ \hat{V}_{\zeta 2} - \hat{V}_{\zeta 3} \end{pmatrix} + \Phi^{-1}(M) \begin{pmatrix} W_{\xi 12} \\ W_{\eta 12} \\ W_{\zeta 12} \\ W_{\xi 23} \\ W_{\eta 23} \\ W_{\zeta 23} \end{pmatrix}$$

или в векторной форме

$$\dot{Y} = F(Y, t) + F_1(Y)\varphi, \quad (7)$$

где

$$Y = \begin{pmatrix} m_{12} & m_{13} & m_{22} & m_{23} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix}^T; \quad Y_0 = Y(0);$$

$$F(Y, t) = \Phi^{-1}(M) \begin{pmatrix} \hat{V}_{\xi 1} - \hat{V}_{\xi 2} \\ \hat{V}_{\eta 1} - \hat{V}_{\eta 2} \\ \hat{V}_{\zeta 1} - \hat{V}_{\zeta 2} \\ \hat{V}_{\xi 2} - \hat{V}_{\xi 3} \\ \hat{V}_{\eta 2} - \hat{V}_{\eta 3} \\ \hat{V}_{\zeta 2} - \hat{V}_{\zeta 3} \end{pmatrix}; \quad F_1(Y) = \Phi^{-1}(M), \quad \varphi = \begin{pmatrix} W_{\xi 12} \\ W_{\eta 12} \\ W_{\zeta 12} \\ W_{\xi 23} \\ W_{\eta 23} \\ W_{\zeta 23} \end{pmatrix}.$$

Принципиальными особенностями полученных уравнений (7) являются, во-первых, их общий характер (так как при их выводе не было сделано никаких допущений о модели объекта, характере его движения и пр.), а во-вторых, возможность использования на их основе методов стохастической фильтрации, обеспечивающих оптимальность оценок навигационных переменных.

Уравнения наблюдения и оценки параметров вращения объекта. При динамическом оценивании вектора Y угловых параметров необходимо получить [2, 5] уравнение наблюдателя за вектором Y , т.е. аналитическую модель сигнала, несущего информацию

о компонентах вектора Y . Для формирования наблюдателя воспользуемся соотношениями (3), полагая, что оценки текущих координат $\hat{\xi}_i, \hat{\eta}_i, \hat{\zeta}_i, i=1, 2, 3$, всех приемников в ГСК определяются аналогично рассмотренным выше оценкам проекций скорости с помощью стандартных алгоритмов [2], в результате чего разности $\hat{\xi}_{ij} = \hat{\xi}_i - \hat{\xi}_j, \hat{\eta}_{ij} = \hat{\eta}_i - \hat{\eta}_j, \hat{\zeta}_{ij} = \hat{\zeta}_i - \hat{\zeta}_j$ определяются со случайными ошибками $q_{\xi ij}, q_{\eta ij}, q_{\zeta ji}, i, j=1, 2, 3$, которые, как и ранее, могут быть аппроксимированы центрированными БГШ с известными интенсивностями $d_{\xi ij}, d_{\eta ij}, d_{\zeta ji}, i, j=1, 2, 3$. В этом случае минимальная размерность наблюдателя вектора Y угловых параметров, согласно соотношению (3), определяется как

$$Z_{12} = \begin{pmatrix} \hat{\xi}_{12} \\ \hat{\eta}_{12} \\ \hat{\zeta}_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{22} m_{33} - m_{23} m_{32} & m_{12} & m_{13} \\ m_{12} m_{33} - m_{13} m_{32} & m_{22} & m_{23} \\ m_{12} m_{23} - m_{13} m_{22} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{12} \\ y_{12} \\ z_{12} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} q_{\xi 12} \\ q_{\eta 12} \\ q_{\zeta 12} \end{pmatrix} = H_{12}(Y) + Q_{12}, \quad (8)$$

где $Q_{12} = \begin{pmatrix} q_{\xi 12} & q_{\eta 12} & q_{\zeta 12} \end{pmatrix}^T$, или

$$Z_{23} = \begin{pmatrix} \hat{\xi}_{23} \\ \hat{\eta}_{23} \\ \hat{\zeta}_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{22} m_{33} - m_{23} m_{32} & m_{12} & m_{13} \\ m_{12} m_{33} - m_{13} m_{32} & m_{22} & m_{23} \\ m_{12} m_{23} - m_{13} m_{22} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{23} \\ y_{23} \\ z_{23} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} q_{\xi 23} \\ q_{\eta 23} \\ q_{\zeta 23} \end{pmatrix} = H_{23}(Y) + Q_{23}.$$

Максимальная размерность наблюдателя вектора Y может быть увеличена до шести путем комплексирования наблюдателей минимальной размерности:

$$Z = \begin{pmatrix} Z_{12} \\ Z_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} H_{12}(Y) \\ H_{23}(Y) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} Q_{12} \\ Q_{23} \end{pmatrix} = H(Y) + Q, \quad (9)$$

где Q — векторный БГШ с нулевым средним и матрицей интенсивности D_Q , что повышает точность оценки вектора Y угловых параметров по сравнению с оценкой по наблюдениям минимальной размерности (8).

Полученное представление вектора Y в форме „объект — наблюдатель“ (7), (9) позволяет найти апостериорную плотность вероятности $\rho_Z(Y, t)$, что, в свою очередь, позволяет определить любые вероятностные оценки параметров движения [5]. Но так как формирование величины $\rho_Z(Y, t)$ сводится к решению интегродифференциального уравнения Стратоновича, которое не имеет аналитического решения, то в теории фильтрации для получения оценок нелинейных процессов вида (7) используют различные субоптимальные методы [5]. Наиболее известным и востребованным из них является обобщенный (нелинейный) фильтр Калмана. Согласно работе [5], используя уравнения (7), (9), можно определить следующий обобщенный фильтр Калмана для оценки рассматриваемого вектора параметров ориентации объекта:

$$\dot{\hat{Y}} = F(\hat{Y}, t) + K(\hat{Y}, t)[Z - H(\hat{Y})], \quad K(\hat{Y}, t) = R(\hat{Y}, t) \frac{\partial H^T(\hat{Y})}{\partial \hat{Y}} D_Q^{-1}, \quad (10)$$

$$\dot{R}(\hat{Y}, t) = \frac{\partial F(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} R(\hat{Y}, t) + R(\hat{Y}, t) \frac{\partial F^T(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} + F_1(\hat{Y}) D_\gamma F_1^T(\hat{Y}) - K(\hat{Y}, t) D_Q K^T(\hat{Y}, t),$$

где \hat{Y} — оценка вектора состояния $Y(t)$; $R(\hat{Y}, t)$ — апостериорная ковариационная матрица;

$\hat{Y}_0 = M(Y_0)$; $R_0 = M\left\{(Y_0 - \hat{Y}_0)(Y_0 - \hat{Y}_0)^T\right\}$; матрицы D_Q, D_γ определяются как

$$D_Q = \begin{vmatrix} d_{\xi 12} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & d_{\eta 12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_{\zeta 12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_{\xi 23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & d_{\eta 23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{\zeta 23} \end{vmatrix}, \quad D_\gamma = \begin{vmatrix} D_{\xi 12} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & D_{\eta 12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & D_{\zeta 12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{\xi 23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & D_{\eta 23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{\zeta 23} \end{vmatrix}.$$

Пример. Для подтверждения эффективности предложенного подхода было проведено моделирование алгоритма фильтрации (10) на временном интервале $t \in [0; 1000]$ с шагом $\Delta t = 0,01$ с методом Рунге — Кутты 4-го порядка. Моделирование текущей матрицы M осуществлялось путем решения уравнений Пуассона при постоянных проекциях угловой скорости объекта на оси СК $Oxyz$: $\omega_x = 10,47 \cdot 10^{-2}$ рад/с, $\omega_y = 1,74 \cdot 10^{-2}$ рад/с, $\omega_z = 2,6 \cdot 10^{-2}$ рад/с (изменение ориентации в инерциальной СК), с последующим умножением полученной транспонированной матрицы направляющих косинусов на матрицу поворота ГСК относительно инерциальной СК:

$$G(\Omega t) = \begin{vmatrix} \cos \Omega t & 0 & -\sin \Omega t \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Omega t & 0 & \cos \Omega t \end{vmatrix}, \quad \Omega = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}.$$

Значения базовых векторов в СК $Oxyz$ были выбраны, соответственно, равными $|x_{12} y_{12} z_{12}|^T = |1,5 \ 1,8 \ 1,9|^T$, $|x_{23} y_{23} z_{23}|^T = |1,7 \ 1,7 \ 2|^T$, текущие их значения в ГСК вычислялись согласно соотношениям (3), после чего путем численного дифференцирования полученных значений определялись разности проекций скорости $V_{\xi i} - V_{\xi j}$, $V_{\eta i} - V_{\eta j}$, $V_{\zeta i} - V_{\zeta j}$, $i, j = 1, 2, 3$. В качестве модели шумов оценивания текущих значений базовых векторов и разностей проекций скорости был использован аддитивный гауссов вектор-шум с нулевым математическим ожиданием и СКО для векторов — 0,6 м, для разностей проекций скорости — 0,1 м/с. По окончании временного интервала моделирования и пересчета направляющих косинусов в углы Эйлера — Крылова α , β , γ по известным формулам [10] максимальные ошибки оценки углов составили: $\Delta \alpha = 7,5 \cdot 10^{-4}$ рад, $\Delta \beta = 5 \cdot 10^{-4}$ рад, $\Delta \gamma = 8,4 \cdot 10^{-4}$ рад, что свидетельствует о возможности весьма эффективного практического использования предложенного подхода.

Заключение. По сравнению с существующими алгоритмами определения углового положения объекта [2, 6—9] предложенный динамический алгоритм, во-первых, обладает всеми известными преимуществами фильтра Калмана относительно одномоментных алгоритмов. Во-вторых, представленный алгоритм не предполагает увеличения числа спутников по сравнению со стандартным режимом определения линейных параметров движения (в отличие от большинства существующих алгоритмов [3, 7, 9]). И, в-третьих, преимуществом предложенного подхода является возможность построения многоструктурного фильтра параметров ориентации на базе трех навигационных приемников — за счет использования всех трех возможных сочетаний пар базовых векторов: для $ij \in \{12, 23\}, \{12, 13\}, \{23, 13\}$. При этом на выходах всех фильтров одновременно формируются три вектора угловых параметров, последующая обработка которых известными статистическими методами (например, робастными [5]) позволит существенно увеличить точность и устойчивость процесса оценивания углового положения объекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС (5.1 редакция). М.: РНИИ КП, 2008.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
3. [Электронный ресурс]: <www.trimble.com>.
4. Анучин О. Н., Емельянцева Г. И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / Под общ. ред. В. Г. Пешехонова. СПб: ЦНИИ „Электроприбор“, 2003. 390 с.
5. Тихонов В. И., Харисов В. Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. М.: Радио и связь, 1991. 608 с.
6. Kleusberg B. Mathematics of attitude determination with GPS // GPS World. 1995. Sept. P. 72.
7. Nadler A., Bar-Itzhack I. Y. An efficient algorithm for attitude determination using GPS // ION GPS. 1998. P. 1783—1789.
8. Rapoport L., Varabanov I., Khvalkov A., Kutuzov A., Ashjaee J. Octopus: Multi antennae GPS/GLONASS RTK System // ION GPS. 2000. P. 797—804.
9. Перьков А. Е. Синтез и анализ алгоритмов определения пространственной ориентации объекта по сигналам навигационных спутников // Радиотехника. 2000. № 7. С. 17—30.
10. Ишлинский А. Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. М.: Наука, 1976. 672 с.

Сведения об авторах

- Виктор Иванович Лукаевич** — аспирант; Институт управления, бизнеса и права, кафедра информационных систем, Ростов-на-Дону; E-mail: lukasevichvi@cmp.ru
- Сергей Олегович Крамаров** — д-р физ.-мат. наук, профессор; Институт управления, бизнеса и права, Научный центр „МИР“, Ростов-на-Дону; директор; E-mail: mir@iubip.ru
- Сергей Викторович Соколов** — д-р техн. наук, профессор; Ростовский государственный университет путей сообщения, кафедра автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте, Ростов-на-Дону; E-mail: s.v.s.888@yandex.ru

Рекомендована кафедрой
автоматики и телемеханики
на железнодорожном транспорте РГУПС

Поступила в редакцию
24.03.14 г.

В. С. БАХОЛДИН

РАЗРЕШЕНИЕ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ ФАЗОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ И ВЫБОР НЕСУЩИХ ЧАСТОТ В СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Рассмотрены алгоритмы быстрого разрешения неоднозначности фазовых измерений. Предложен подход к выбору несущих частот в спутниковой навигационной системе ГЛОНАСС.

Ключевые слова: разрешение неоднозначности, фазовые измерения, космическая навигационная система, несущие частоты.

При разработке космической навигационной системы ГЛОНАСС с частотным разделением для определения ориентации объектов и высокоточных геодезических измерений не предполагалось использование фазовых измерений (ФИ). Поэтому применение таких известных методов, как пересчет измерений, метод синтезированных длин волн (СДВ) и метод совпадения дробных частей не позволяет решить проблему разрешения неоднозначности (РН) фазовых измерений на несущих частотах (НЧ) в реальном масштабе времени по выборке одномоментных измерений дробной части фазового цикла (ФЦ).

Решение этой проблемы было получено с помощью математической теории чисел и метода некрatных шкал (НШ). Под методом некрatных шкал понимается положение, при котором в более грубой измерительной шкале не „укладывается“ целое число точных шкал, как, например, в методе пересчета измерений, и отношение их длин (периодов) представляет собой простую дробь [1]. Для обеспечения согласованности двух некрatных измерительных шкал (безошибочного разрешения неоднозначности) необходимо выполнить условие, которое для случая распределения погрешностей измерения дробных частей фазового цикла по нормальному закону в интервале $|\delta\varphi| < Z\sigma_\varphi$ (где $Z\sigma_\varphi$ — предельная ошибка) принимает следующий вид:

$$\delta r_i = \text{int} \left(\sqrt{(P_i^2 + \Theta_i^2) \delta\varphi^2 + (P_i \Theta_i \delta\alpha_i)^2} + 0,5 \right), \quad (1)$$

где δr_i — ошибка РН; $\alpha_i = \frac{f_1}{f_i} \approx \frac{P_i}{\Theta_i} + \delta\alpha_i$, $\delta\alpha_i = \left| \alpha_i - \frac{P_i}{\Theta_i} \right|$, а $\frac{P_i}{\Theta_i}$ — дробь, аппроксимирующая

отношение частот α_i с погрешностью $\delta\alpha_i < \frac{1}{\Theta_i^2}$.

Диапазон разрешения неоднозначности в фазовой измерительной системе определяется как $D_n = \text{НОК}(P_1, P_2, \dots, P_n)$. Для несущих частот $f_1=1602$ МГц и $f_2=1246$ МГц системы ГЛОНАСС в качестве аппроксимирующей дроби с погрешностью $\delta\alpha_1 = 0$ можно использовать

отношение $\frac{P_1}{\Theta_1} = \frac{9}{7}$, которое сохраняется для всех НЧ. Это позволяет использовать идентичные

коэффициенты в алгоритме РН для любого навигационного космического аппарата (НКА).

Обозначим через R_k дальность (между потребителем и космическим аппаратом), измеренную с использованием дальномерного кода; φ_1 и φ_2 — измеренные значения дробной части ФЦ; r_1 — число длин волн λ_1 , полученное в результате РН. Тогда дальность R_{f_1} на НЧ f_1 вычисляется по следующим формулам:

$$r_1 = 4 \operatorname{int} \left(\frac{9\varphi_2}{2\pi} - \frac{7\varphi_1}{2\pi} + 0,5 \right) \bmod 9, \quad R_{f_1} = \lambda_1 \left[\left(r_1 + \frac{\varphi_1}{2\pi} \right) + 9 \operatorname{int} \left(\frac{\operatorname{int} \left(\frac{R_k}{\lambda_1} + 0,5 \right) - r_1}{9} + 0,5 \right) \right].$$

Согласованность некрatных шкал обеспечивается при предельной погрешности фазовых измерений, равной 0,02 ФЦ, так как

$$\delta r_1 = \operatorname{int} \left(\sqrt{(P_1^2 + \Theta_1^2) \delta \varphi_1^2 + (P_1 \Theta_1 \delta \alpha_1)^2} + 0,5 \right) = \operatorname{int} \left(\sqrt{130 \cdot 0,02^2} + 0,5 \right) = 0.$$

Синтезированная длина волны для метода некрatных шкал $\Lambda_{\text{НШ}} = P_1 \lambda_2 \approx 0,86$ м, что обеспечивает согласованность двух НШ с дальномерным кодом высокой точности. Рассмотренный способ разрешения неоднозначности фазовых измерений на двух несущих частотах защищен патентом [2].

Для увеличения диапазона РН возможно использование третьей частоты $f_3 = 1201,5$ МГц, которую ранее планировалось ввести в ГЛОНАСС с частотным разделением сигналов НКА.

В этом случае отношения несущих частот составляют $\alpha_1 = \frac{f_1}{f_2} = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} = \frac{P_1}{\Theta_1} = \frac{9}{7}$ и

$\alpha_2 = \frac{f_1}{f_3} = \frac{\lambda_3}{\lambda_1} = \frac{P_2}{\Theta_2} = \frac{4}{3}$, а диапазон РН — $D = \text{НОК}(P_1 P_2) = 36$ или 674,49 см. Для частот

f_2 и f_3 может быть получен такой же диапазон РН, но при более высоких требованиях к погрешностям фазовых измерений. Трехчастотный способ РН ФИ, использующий некрatные шкалы, был запатентован для системы GPS [3].

Рассмотрим связь между диапазонами РН для метода некрatных шкал и метода СДВ.

Синтезированная длина волны для двух НЧ определяется как $\Lambda_{\text{СДВ}} = \frac{c}{f_2 - f_1} = \lambda_1 \frac{\lambda_2}{\lambda_2 - \lambda_1}$. Для

метода некрatных шкал отношение двух НЧ $\alpha = \frac{f_1}{f_2} = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} = \frac{P}{\Theta}$ обеспечивает РН в диапазоне

$\Lambda_{\text{НШ}} = P \lambda_1 = \Theta \lambda_2$. Подставив значение λ_2 , выраженное через λ_1 , в формулу для синтезированной длины волны, получим

$$\Lambda_{\text{СДВ}} = \lambda_1 \frac{\lambda_1 \frac{P}{\Theta}}{\lambda_1 \frac{P}{\Theta} - \lambda_1} = \frac{\lambda_1^2 \frac{P}{\Theta}}{\lambda_1 \left(\frac{P}{\Theta} - 1 \right)} = \frac{\lambda_1 \frac{P}{\Theta}}{\left(\frac{P - \Theta}{\Theta} \right)} = \frac{P \lambda_1}{P - \Theta}.$$

Как следует из данного соотношения, диапазон РН для метода СДВ равен диапазону РН для метода некрatных шкалах, если числитель и знаменатель правильной дроби, которой аппроксимируется отношение измерительных шкал, отличаются на единицу. Во всех остальных случаях диапазон РН при использовании метода некрatных шкал будет больше. Работоспособность рассмотренных алгоритмов была подтверждена математическим моделированием с использованием метода Монте-Карло.

При выборе параметров сигнала модернизируемой системы ГЛОНАСС разработчиками учитывались следующие основные ограничительные факторы:

— новые сигналы должны оставаться в полосе частот, отведенной в настоящее время для ГЛОНАСС, вследствие длительности и сложности процедур согласования заявки на новый частотный диапазон на международном уровне;

— мощность спектральных составляющих вновь вводимых сигналов не должна превышать установленные пороги в радиоастрономическом диапазоне;

— объединение сигналов диапазонов L_2/L_3 для излучения через общую антенну представляет собой труднореализуемую задачу;

— несущие и тактовые частоты сигналов с кодовым разделением должны быть кратны частоте $f_b=1,023$ МГц, принятой за базовую.

В результате проведенных исследований были предложены следующие частоты излучения сигнала ГЛОНАСС с кодовым разделением: в диапазоне L_1 — на несущей частоте $f_1=1565f_b=1600,995$ МГц; в диапазоне L_2 — на несущей частоте $f_2=1220f_b=1248,06$ МГц и в диапазоне L_3 — на несущей частоте $f_3=1175f_b=1202,025$ МГц [4]. Однако синтезированная длина волны плохо согласуется с указанными НЧ, так как в ней не „укладывается“ целое число длин волн ни одной из данных частот.

Для метода некрatных шкал соотношения выбранных НЧ представляются как $\alpha_1 = \frac{f_2}{f_1} = \frac{244}{313}$ и $\alpha_2 = \frac{f_3}{f_1} = \frac{235}{313}$. Условие согласованности шкал $\delta r_i = 0$ для указанных отношений частот может быть выполнено, если $|\delta\phi| < 0,0013$. Так как в требованиях к наземному комплексу ГЛОНАСС точность фазовых измерений задана на уровне 0,9 мм, согласованность шкал не обеспечивается, и применение метода некрatных шкалах не представляется возможным.

Для обеспечения быстрого РН ФИ в системе ГЛОНАСС предлагается излучать сигналы на несущих частотах

$$f_1=1602,018 \text{ МГц}, f_2=1246,014 \text{ МГц}, f_3=1203,048 \text{ МГц} \quad (2)$$

при тактовой частоте кода 1,023 МГц. Введение данных частот позволит для разрешения неоднозначности фазовых измерений использовать как метод некрatных шкал, так и метод СДВ.

Синтезированная длина волны при таком выборе частот оказывается кратной НЧ f_2, f_3 и обеспечивает решение задачи оперативного разрешения неоднозначности:

$$\Lambda_{\text{СДВ}} = \frac{c}{f_2 - f_3} = \frac{299\,792\,458}{1246\,014\,000 - 1203\,048\,000} = 6,977 \text{ м} = 29\lambda_2 = 28\lambda_3.$$

Для метода некрatных шкал предложенные НЧ образуют отношения

$$\alpha_1 = \frac{f_1}{f_2} = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} = \frac{P_1}{\Theta_1} = \frac{9}{7}, \quad \alpha_2 = \frac{f_3}{f_2} = \frac{\lambda_2}{\lambda_3} = \frac{P_2}{\Theta_2} = \frac{28}{29}, \quad \alpha_3 = \frac{f_1}{f_3} = \frac{\lambda_3}{\lambda_1} = \frac{P_3}{\Theta_3} = \frac{261}{196}.$$

Отсюда следует, что для частот f_2 и f_3 диапазон РН равен диапазону для метода СДВ, а максимально возможный диапазон РН для метода некрatных шкалах составит $\Lambda_{\text{НШ}} = P_3\lambda_1 = \Theta_3\lambda_2 = 48,842$ м. Так как значения числителя и знаменателя отношения α_3 велики, то для снижения требования к точности измерения дробной части фазового цикла процедуру разрешения неоднозначности следует выполнять не на двух, а на трех несущих частотах.

В трехчастотном алгоритме РН значения числителя и знаменателя максимальны для частот f_2 и f_3 , поэтому применительно к ним требования к точности фазовых измерений для обеспечения согласованности шкал наиболее жесткие:

$$\delta r_1 = \text{int} \left(\sqrt{(P_3^2 + \Theta_3^2) \cdot 0,0124^2 + 0,5} \right) = \text{int} \left(\sqrt{(29^2 + 28^2) \cdot 0,0124^2 + 0,5} \right) = 0.$$

При погрешности измерения дальности 0,9 мм для НЧ f_2 среднеквадратическая погрешность измерения дробной части ФЦ не превышает $\sigma_\phi = 0,00375$. В этом случае для нормального закона распределения предельная погрешность $|\delta\phi| = 0,0124 > 3\sigma_\phi$, и условие согласованности шкал выполняется с вероятностью 0,997.

Таким образом, для реализации алгоритмов быстрого разрешения неоднозначности фазовых измерений в системе ГЛОНАСС целесообразно в качестве несущих выбрать пред-

ложенные в выражениях (2) частоты 1602,018, 1246,014 и 1203,048 МГц, что позволит с использованием метода некранных шкал получить диапазон РН до 48,8 м по выборке одномоментных измерений на трех частотах или 6,8 м — при использовании метода СДВ на двух частотах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пономарев В. А., Пономарев А. В., Пономарева Т. М., Бахолдин В. С. Разрешения неоднозначности в информационно-измерительных многошкальных приборах и системах. СПб: ВИКУ, 2001.
2. Пат. 2157547 РФ. Способ разрешения неоднозначности фазовых измерений / В. А. Пономарев, В. С. Бахолдин. 1999.
3. Пат. 2213979 РФ. Способ разрешения неоднозначности фазовых измерений в системе GPS / В. А. Пономарев, В. С. Бахолдин. 2003.
4. КА ГЛОНАСС-К2. Структура излучаемых навигационных радиосигналов L1SC, L1OC, L2SC, L2OC, L2 КСИ, L3OC с кодовым разделением частотных диапазонов L1, L2, L3: Интерфейсный контрольный документ. Версия 13, 17.09.2011 / Рос. науч.-исслед. ин-т космического приборостроения. М., 2011. 32 с.

Сведения об авторе

Владимир Станиславович Бахолдин — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра космической радиолокации и радионавигации, Санкт-Петербург; E-mail: bakholdin_vs@mail.ru

Рекомендована кафедрой
космической радиолокации
и радионавигации

Поступила в редакцию
11.03.14 г.

УДК 519.2

В. Н. АРСЕНЬЕВ, П. В. ЛАБЕЦКИЙ

ОЦЕНИВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ПУСКОВ В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ

Рассматривается задача оценивания характеристик точности системы управления ракеты-носителя по результатам испытаний в различных условиях. Предлагается новый подход к определению оператора приведения результатов испытаний к единым условиям, позволяющий повысить точность оценок.

Ключевые слова: система управления, ракета-носитель, точностные характеристики, условия пусков, неоднородные данные.

Введение. Качество решения задач, возлагаемых на космический аппарат (КА), существенно зависит от начальных параметров движения (фазовых координат) центра масс КА в момент его отделения от ракеты-носителя (РН). Фазовые координаты являются случайными, что обусловлено большим числом случайных возмущений, действующих на ракету-носитель и ее систему управления (СУ) на активном участке траектории [1].

Характеристики разброса фазовых координат РН в конце активного участка траектории или, как их часто называют, характеристики точности системы управления можно оценить, используя метод статистического моделирования возмущенного движения РН. Эти оценки могут отличаться от фактических значений характеристик точности из-за невозможности учета в модельном эксперименте совокупности факторов, оказывающих влияние на движение РН.

Достоверная информация о точности выведения КА на заданную орбиту формируется путем многократных пусков РН в одних и тех же условиях, обеспечивающих однородность получаемых статистических данных. Условия пусков можно полагать идентичными при совпадении граничных значений (точек старта и орбит выведения), программ управления, вероятностных характеристик параметров системы управления и массогабаритных характеристик КА.

На практике, как правило, имеется фактическая информация о рассеивании фазовых координат РН в точках выведения, формируемая по результатам запусков различных типов КА на разные орбиты. Такая информация является весьма важной, поскольку отражает фактические возможности РН в плане обеспечения требуемой точности выведения КА на орбиту. Однако из-за отличия условий пусков информация об отклонениях фазовых координат РН от расчетных значений является неоднородной. Большинство классических методов оценивания характеристик точности СУ РН ориентировано на однородные статистические данные. Устранение неоднородности статистической информации может быть осуществлено путем приведения результатов всех пусков РН к единым условиям.

Впервые эта задача была поставлена и решена проф. В. И. Мироновым [2] для класса линейных операторов. Развитие его идеи можно найти в работах [3, 4] и др. Известные способы определения операторов базируются на следующих процедурах:

- линеаризации уравнений возмущенного движения РН, использовании коэффициентов чувствительности и аппарата обобщенного обращения матриц [2];
- решении нелинейного матричного уравнения, связывающего ковариационные матрицы вариаций фазовых координат СУ РН в различных условиях [2];
- решении нелинейного матричного уравнения, учитывающего систематические составляющие вектора вариаций фазовых координат [3, 4];
- допущении об отсутствии корреляционных связей между составляющими вектора вариаций фазовых координат;
- выборе оператора приведения в виде диагональной матрицы.

В основу перечисленных методов положено использование только априорной информации, накопленной до проведения натурных испытаний. В то же время наличие данных, полученных при испытаниях даже ограниченного числа опытных образцов РН, позволяет повысить точность определения оператора приведения результатов пусков к единым условиям испытаний и, как следствие, увеличить достоверность оценивания области рассеивания фазовых координат РН в момент отделения КА.

Постановка задачи. Рассмотрим модель движения РН на активном участке траектории:

$$\frac{d\hat{\mathbf{X}}}{dt} = \mathbf{F}(\hat{\mathbf{X}}, \mathbf{U}, \hat{\boldsymbol{\lambda}}, t), \quad \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \quad (1)$$

где знак „ $\hat{}$ “ используется для отличия случайной величины от детерминированной; $\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{X}_H(t) + \Delta\hat{\mathbf{X}}(t) \in \mathbf{R}^n$ — вектор фазовых координат СУ РН в момент времени t ; $\mathbf{X}_H(t)$ — его номинальное значение; $\Delta\hat{\mathbf{X}}(t)$ — вектор случайных вариаций фазовых координат СУ РН относительно номинального значения $\mathbf{X}_H(t)$; $\mathbf{U} = \mathbf{R}^q$ — вектор-функция программ управления; $\hat{\boldsymbol{\lambda}} = \boldsymbol{\lambda}_H + \Delta\hat{\boldsymbol{\lambda}} \in \mathbf{R}^m$ — вектор случайных параметров системы; $\boldsymbol{\lambda}_H$ — его номинальное значение; $\Delta\hat{\boldsymbol{\lambda}}$ — вектор случайных возмущений (отклонений параметров системы управления от их номинальных значений), закон распределения которого полагается известным; $t \in (t_0, t_K)$; t_0 и t_K — моменты времени начала (старта РН) и окончания (выведения КА на заданную орбиту) движения РН.

Полагается [1, 2], что распределение вектора $\Delta\hat{\mathbf{X}}(t_k)$ вариаций фазовых координат СУ РН в конце активного участка траектории является многомерным нормальным $N(\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}, \mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}})$ с математическим ожиданием $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$ и ковариационной матрицей $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$. Величины $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}}$ характеризуют область рассеивания фазовых координат РН в момент отделения КА и являются характеристиками точности СУ РН.

Пусть в некоторых условиях 1 проведено i_1 пусков РН, а в отличных от них условиях 2 — i_2 пусков. Результаты пусков представлены соответственно множествами $\Delta\mathbf{X}_{1j}, j = \overline{1, i_1}$, и $\Delta\mathbf{X}_{2j}, j = \overline{1, i_2}$, значений вектора вариаций фазовых координат СУ РН в точке выведения.

Необходимо получить оценки \mathbf{M}_{12} и \mathbf{K}_{12} параметров $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$, характеризующих точность СУ РН в условиях 1, по результатам испытаний РН в условиях 1 и 2.

Определение оператора приведения. Полагается, что в условиях 1 и 2 векторы $\Delta\hat{\mathbf{X}}_1$ и $\Delta\hat{\mathbf{X}}_2$ вариаций фазовых координат СУ РН в конечных точках траекторий связаны линейной зависимостью

$$\Delta\hat{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{P}_{12}\Delta\hat{\mathbf{X}}_2, \quad (2)$$

где \mathbf{P}_{12} — $(n \times n)$ -матрица, которую в дальнейшем будем называть оператором приведения результатов пусков РН в условиях 2 к условиям 1.

По результатам реальных пусков определяются опытные оценки

$$\tilde{\mathbf{M}}_1 = \frac{1}{i_1} \sum_{j=1}^{i_1} \Delta\mathbf{X}_{1j}, \quad \tilde{\mathbf{K}}_1 = \frac{1}{i_1 - 1} \sum_{j=1}^{i_1} (\Delta\mathbf{X}_{1j} - \tilde{\mathbf{M}}_1)(\Delta\mathbf{X}_{1j} - \tilde{\mathbf{M}}_1)^T \quad (3)$$

характеристик $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_1}$ точности СУ РН в условиях 1 и аналогичные оценки

$$\tilde{\mathbf{M}}_2 = \frac{1}{i_2} \sum_{j=1}^{i_2} \Delta\mathbf{X}_{2j}, \quad \tilde{\mathbf{K}}_2 = \frac{1}{i_2 - 1} \sum_{j=1}^{i_2} (\Delta\mathbf{X}_{2j} - \tilde{\mathbf{M}}_2)(\Delta\mathbf{X}_{2j} - \tilde{\mathbf{M}}_2)^T \quad (4)$$

характеристик $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_2}$ и $\mathbf{K}_{\Delta\hat{\mathbf{X}}_2}$ в условиях 2.

Согласно выражению (2) матрица \mathbf{P}_{12} должна удовлетворять уравнению

$$\tilde{\mathbf{M}}_1 = \mathbf{P}_{12} \cdot \tilde{\mathbf{M}}_2, \quad (5)$$

которое при $n > 1$ имеет бесконечное множество решений.

Рассмотрим функционал

$$\mathbf{J} = \text{tr} \left\{ M \left[(\Delta\mathbf{X}_1 - \mathbf{P}_{12}\Delta\mathbf{X}_2)(\Delta\mathbf{X}_1 - \mathbf{P}_{12}\Delta\mathbf{X}_2)^T \right] \right\}, \quad (6)$$

где $M[\cdot]$ — оператор математического ожидания, $\text{tr}\{\cdot\}$ — функция вычисления следа матрицы.

Правую часть выражения (6) можно представить в виде

$$\mathbf{J} = \text{tr} \left\{ \mathbf{G}_1 - \mathbf{P}_{12} \cdot \mathbf{G}_{21} - \mathbf{G}_{12} \cdot \mathbf{P}_{12}^T + \mathbf{P}_{12} \cdot \mathbf{G}_2 \cdot \mathbf{P}_{12}^T \right\}, \quad (7)$$

где матрицы $\mathbf{G}_1 = M \left[\Delta\hat{\mathbf{X}}_1 \Delta\hat{\mathbf{X}}_1^T \right]$, $\mathbf{G}_{12} = \mathbf{G}_{21}^T = M \left[\Delta\hat{\mathbf{X}}_1 \Delta\hat{\mathbf{X}}_2^T \right]$, $\mathbf{G}_2 = M \left[\Delta\hat{\mathbf{X}}_2 \Delta\hat{\mathbf{X}}_2^T \right]$ определяются путем статистических испытаний модели (1), причем число модельных экспериментов может быть сколь угодно большим.

Для повышения точности определения оператора приведения необходимо в процедуре его вычисления учитывать всю имеющуюся априорную и апостериорную информацию. Поэтому в качестве \mathbf{P}_{12} берется матрица, обеспечивающая минимум функции (6) при строгом выполнении условия (5).

Для решение этой оптимизационной задачи следует использовать метод неопределенных множителей Лагранжа. Функция Лагранжа имеет вид

$$L = \text{tr} \left\{ \mathbf{G}_1 - \mathbf{P}_{12} \cdot \mathbf{G}_{21} - \mathbf{G}_{12} \cdot \mathbf{P}_{12}^T + \mathbf{P}_{12} \cdot \mathbf{G}_2 \cdot \mathbf{P}_{12}^T \right\} + 2\boldsymbol{\mu}^T (\tilde{\mathbf{M}}_1 - \mathbf{P}_{12} \cdot \tilde{\mathbf{M}}_2),$$

где $\boldsymbol{\mu}$ — $n \times 1$ -вектор неопределенных множителей.

Из необходимых условий $\partial L / \partial \boldsymbol{\mu} = 0$ и $\partial L / \partial \mathbf{P}_{12} = 0$ минимума функции L следует

$$\mathbf{P}_{12} = \left[\mathbf{G}_{12} + \frac{1}{\tilde{\mathbf{M}}_2^T \cdot \mathbf{G}_2^{-1} \cdot \tilde{\mathbf{M}}_2} (\tilde{\mathbf{M}}_1 - \mathbf{G}_{12} \cdot \mathbf{G}_2^{-1} \cdot \tilde{\mathbf{M}}_2) \tilde{\mathbf{M}}_2^T \right] \mathbf{G}_2^{-1}. \quad (8)$$

Оценивание характеристик точности СУ РН. Результаты пусков РН в условиях 2, приведенные к условиям 1, — $\mathbf{P}_{12} \Delta \mathbf{X}_{2j}$, $j = \overline{1, i_2}$, и результаты пусков РН в условиях 1 — $\Delta \mathbf{X}_{1j}$, $j = \overline{1, i_1}$, рассматриваются как выборка из одной генеральной совокупности с законом распределения $N(\mathbf{M}_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_1}, \mathbf{K}_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_1})$. Тогда оценки математического ожидания $\mathbf{M}_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_1}$ и ковариационной матрицы $\mathbf{K}_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_1}$ определяются по формулам

$$\mathbf{M}_{12} = \frac{1}{i_1 + i_2} \left(\sum_{j=1}^{i_1} \Delta \mathbf{X}_{1j} + \mathbf{P}_{12} \sum_{j=1}^{i_2} \Delta \mathbf{X}_{2j} \right) = \tilde{\mathbf{M}}_{12}, \quad (9)$$

$$\mathbf{K}_{12} = \frac{1}{i_1 + i_2 - 2} \left\{ \sum_{j=1}^{i_1} (\Delta \mathbf{X}_{1j} - \tilde{\mathbf{M}}_1) (\Delta \mathbf{X}_{1j} - \tilde{\mathbf{M}}_1)^T + \mathbf{P}_{12} \left[\sum_{j=1}^{i_2} (\Delta \mathbf{X}_{2j} - \tilde{\mathbf{M}}_2) (\Delta \mathbf{X}_{2j} - \tilde{\mathbf{M}}_2)^T \right] \right\} \mathbf{P}_{12}^T =$$

$$= \frac{1}{i_1 + i_2 - 2} \left[(i_1 - 1) \tilde{\mathbf{K}}_1 + (i_2 - 1) \mathbf{P}_{12} \cdot \tilde{\mathbf{K}}_2 \cdot \mathbf{P}_{12}^T \right]. \quad (10)$$

Можно показать, что оценки (9), (10) являются несмещенными, причем дисперсии элементов оценок \mathbf{M}_{12} и \mathbf{K}_{12} меньше дисперсий соответствующих элементов оценок $\tilde{\mathbf{M}}_1$ и $\tilde{\mathbf{K}}_1$.

Пример. Рассмотрим трехмерный вектор $\Delta \hat{\mathbf{X}}$ отклонений фазовых координат СУ РН от их расчетных значений (значения отклонений измеряются в метрах).

По результатам 100 000 модельных пусков в условиях 1 и такого же количества пусков в условиях 2 получены матрицы

$$\mathbf{G}_1 = \begin{bmatrix} 814\,706 & 711 & 1\,404\,233 \\ 711 & 1\,533 & 1\,253 \\ 1\,404\,233 & 1\,253 & 2\,429\,981 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{G}_2 = \begin{bmatrix} 776\,930 & 548\,748 & 547\,866 \\ 548\,748 & 388\,356 & 387\,435 \\ 547\,866 & 387\,435 & 387\,521 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{G}_{12} = \begin{bmatrix} 795\,285 & 561\,471 & 559\,955 \\ 440 & 1\,196 & 177 \\ 1\,373\,076 & 970\,993 & 970\,130 \end{bmatrix}.$$

Поскольку реальные пуски РН не производились, то необходимые статистические данные были получены путем моделирования. В условиях 1 проведено 6 пусков и получены следующие результаты:

$$\Delta\mathbf{X}_{11} = [-1276 \quad -56 \quad -2290]^T; \Delta\mathbf{X}_{12} = [26 \quad -24 \quad -51]^T; \Delta\mathbf{X}_{13} = [1427 \quad 36 \quad 2456]^T;$$

$$\Delta\mathbf{X}_{14} = [-729 \quad 11 \quad -1332]^T; \Delta\mathbf{X}_{15} = [684 \quad 17 \quad 1184]^T; \Delta\mathbf{X}_{16} = [54 \quad 39 \quad 189]^T,$$

в условиях 2 — 8 пусков с результатами:

$$\Delta\mathbf{X}_{21} = [-1257 \quad -933 \quad -910]^T; \Delta\mathbf{X}_{22} = [32 \quad 10 \quad 29]^T; \Delta\mathbf{X}_{23} = [1388 \quad 999 \quad 974]^T;$$

$$\Delta\mathbf{X}_{24} = [-730 \quad -521 \quad -540]^T; \Delta\mathbf{X}_{25} = [667 \quad 482 \quad 471]^T; \Delta\mathbf{X}_{26} = [70 \quad 88 \quad 81]^T;$$

$$\Delta\mathbf{X}_{27} = [-446 \quad -308 \quad -316]^T; \Delta\mathbf{X}_{28} = [429 \quad 258 \quad 289]^T.$$

По этим данным рассчитаны оценки математических ожиданий $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{x}}_1}$ и $\mathbf{M}_{\Delta\hat{\mathbf{x}}_2}$:

$$\tilde{\mathbf{M}}_1 = [31 \quad 4 \quad 43]^T, \tilde{\mathbf{M}}_2 = [19 \quad 9 \quad 9]^T.$$

Оператор приведения определяется по формуле (8):

$$\mathbf{P}_{12} = \begin{bmatrix} 3,11 & -1,66 & -1,28 \\ 0,74 & 0,12 & -1,16 \\ 3,28 & -2,55 & 0,43 \end{bmatrix}.$$

Тогда оценки \mathbf{M}_{12} и \mathbf{K}_{12} характеристик точности СУ РН в условиях 1, полученные по результатам всех пусков РН в условиях 1 и 2, в соответствии с формулами (9), (10) примут следующий вид:

$$\mathbf{M}_{12} = [31 \quad 4 \quad 43]^T; \mathbf{K}_{12} = \begin{bmatrix} 794 \ 713 & 11 \ 432 & 1 \ 394 \ 803 \\ 11 \ 432 & 746 & 19 \ 894 \\ 1 \ 394 \ 803 & 19 \ 894 & 2 \ 450 \ 938 \end{bmatrix}.$$

Очевидно, что дисперсии элементов оценок \mathbf{M}_{12} и \mathbf{K}_{12} , учитывающих результаты 14 пусков РН в условиях 1 и 2, будут меньше дисперсий соответствующих элементов оценок $\tilde{\mathbf{M}}_1$ и $\tilde{\mathbf{K}}_1$, полученных по результатам только 6 пусков РН в условиях 1.

Заключение. Предложенный подход к совместной обработке результатов натурных испытаний РН в различных условиях несложно использовать для решения смежных задач. Так, результаты пусков РН в условиях 1, наоборот, могут быть пересчитаны для условий 2. Или же, в более общем случае, результаты пусков в условиях 1 и 2 могут быть использованы для повышения качества оценивания характеристик точности СУ РН в некоторых, отличных от рассмотренных условиях пусков. Возможны и другие достаточно очевидные постановки задач, связанных с обработкой неоднородной статистической информации.

Следует также заметить, что добиться повышения точности решения задачи приведения можно на базе известных методов [2—4], если использовать в них вместо априорных оценок характеристик точности СУ РН комбинированные оценки [5].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Эльясберг П. Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976. 415 с.
2. Миронов В. И. Задача приведения вариаций фазовых координат нелинейных динамических систем к заданным условиям испытаний // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. 1970. № 3.
3. Арсеньев В. Н. Метод оценивания характеристик рассеивания параметров состояния динамических систем // Изв. вузов СССР. Приборостроение. 1989. Т. 32, № 5. С. 24—29.
4. Арсеньев В. Н. Определение характеристик точности системы по результатам ее испытаний в различных условиях испытаний // Изв. РАН. Техн. кибернетика. 1992. № 2. С. 118—121.

5. Арсеньев В. Н. Новые методы принятия решений при ограниченных экспериментальных данных. МО СССР. 1999. 90 с.

Сведения об авторах

- Владимир Николаевич Арсеньев** — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра бортовых информационных и измерительных комплексов, Санкт-Петербург; E-mail: vladar56@mail.ru
- Павел Владимирович Лабетский** — аспирант; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра бортовых информационных и измерительных комплексов, Санкт-Петербург; E-mail: p.v.labetskiy@gmail.com

Рекомендована кафедрой
бортовых информационных
и измерительных комплексов

Поступила в редакцию
21.05.14 г.

УДК 519.7

И. Б. ФУРТАТ, К. А. ХВОСТОВА, Д. А. ХВОСТОВ

**АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ**

Представлено решение задачи адаптивного управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку. Рассматривается разработанная система управления летательным аппаратом на основе модифицированного алгоритма адаптации высокого порядка. Приведены результаты моделирования, иллюстрирующие эффективность синтезированного алгоритма.

Ключевые слова: летательный аппарат, адаптивное управление, оптимальное управление.

Введение. Для управления движением летательных аппаратов (ЛА) применяются различные методы. Так как летательные аппараты относятся к системам, параметры которых определены не полностью, то эффективными в данном случае являются методы адаптивного и робастного управления.

В работе [1] рассматривается алгоритм адаптивного управления, основанный на методе пассивации и предположении о гиперминимально-фазовости уравнения объекта. Отметим, что при наличии значительных внешних возмущающих воздействий могут возникнуть некоторые режимы управления летательным аппаратом, отличные от номинального. Решение данной проблемы рассматривается в работе [2] на базе метода скоростного градиента и антивиндапа (Anti-Windup). В работе [3] изложен новый метод вложения систем для построения инвариантных систем управления; полученные здесь алгоритмы применяются для управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку в условиях параметрической неопределенности и внешних возмущений. Алгоритм компенсации параметрических и внешних возмущений применительно к управлению летательными аппаратами рассмотрен в работе [4], а в работах [5, 6] приведен сравнительный анализ данного алгоритма с известными, такими как H_∞ -управление и метод скоростного градиента; там же показано, что алгоритм компенсации робастен по отношению к возмущениям и реальным ограничениям в сигнале управления.

В настоящей статье для управления боковым движением летательного аппарата предлагается использовать новый модифицированный алгоритм адаптации высокого порядка, впервые рассмотренный в работе [7]. Этот алгоритм, в отличие от аналогов [8], имеет невысокий

динамический порядок и показывает лучшие результаты переходных процессов, что было продемонстрировано в работах [9—13] при его использовании для различных типов моделей объектов.

Постановка задачи. Рассмотрим модель летательного аппарата в режиме захода на посадку [3, 14]:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Df(t), \quad y(t) = Lx(t), \quad (1)$$

где $x(t) = [\Delta z(t), \Delta \psi(t), \Delta \gamma(t), \Delta \omega_x(t)]^T$ — вектор состояния линеаризованной математической модели движения ЛА без учета скольжения; $u(t) = \delta_{эл}(t)$ — управляющее воздействие; $\delta_{эл}(t)$ — отклонение элеронов от балансировочного положения; $\Delta z(t)$ — величина бокового отклонения центра масс ЛА от продольной оси взлетно-посадочной полосы; $\Delta \psi(t)$ — угол между продольной осью взлетно-посадочной полосы и горизонтальной проекцией вектора скорости ЛА; $\Delta \gamma(t)$ — изменение угла крена ЛА; $\Delta \omega_x(t)$ — изменение угловой скорости ЛА относительно его продольной оси; A, B, D — числовые матрицы соответствующих размерностей; $f(t)$ — внешнее возмущение; $L = [1, 0, 0, 0]$.

Введем некоторые предположения.

Предположение 1. Выполнены условия: $A = A_N + B_N c_0^T$, $B = B_N + B_N \tau$, $D = B_N k$, где A_N, B_N — известные матрицы с номинальными значениями, $c_0 \in \mathbb{R}^4$, $\tau \in \mathbb{R}$, $k \in \mathbb{R}$ — неизвестные вектор и числа.

Предположение 2. Неизвестные коэффициенты вектора c_0 и неизвестные числа τ и k принадлежат известному ограниченному множеству Ξ .

Предположение 3. Объект управления (1) — минимально-фазовый.

Предположение 4. В системе управления доступны измерению сигналы $y(t)$ и $u(t)$, но не их производные.

Предположение 5. Пара матриц (A, B) управляема, пара (A, L) наблюдаема.

Эталонную модель определим уравнением

$$\dot{x}_m(t) = A_N x_m(t) + B_N r(t), \quad y_m(t) = L x_m(t), \quad (2)$$

где $x_m(t) \in \mathbb{R}^4$ — вектор состояния, $r(t)$ — задающее воздействие.

Цель управления — поиск непрерывного закона регулирования, обеспечивающего выполнение условия

$$\overline{\lim}_{t \rightarrow \infty} |y(t) - y_m(t)| < \delta, \quad (3)$$

где $\delta > 0$ — точность регулирования в замкнутой системе.

Метод решения. Согласно работам [3, 14] желаемый режим летательного аппарата при заходе на посадку должен быть таким, чтобы обеспечивалась минимизация интегрального критерия качества

$$J = \int_0^{\infty} \left[x_m^T(t) Q x_m(t) + R r^2(t) \right] dt, \quad (4)$$

где Q и R — весовая матрица и весовой коэффициент соответственно.

Минимизация критерия (4) обеспечивается законом оптимального управления, рассчитываемым как

$$r(t) = -K_0 x_N(t), \quad (5)$$

где $K_0 = R^{-1} B_N^T H$, здесь матрица $H = H^T > 0$ является решением матричного алгебраического уравнения Лурье — Риккати

$$A_N^T H + H A_N - H B_N R^{-1} B_N^T H = -Q. \quad (6)$$

В результате требуемое поведение летательного аппарата в режиме захода на посадку определяется следующим эталонной системой уравнений:

$$\dot{x}_m(t) = A_0 x_m(t), \quad y_m(t) = L x_m(t),$$

где $A_0 = A_N - B_N K_0$.

Принимая во внимание предположение 1, перепишем уравнение объекта (1):

$$\dot{x}(t) = A_N x(t) + B_N u_0(t) + B_N u(t) + B_N c_0^T x(t) + B_N \tau u(t) + B_N (kf(t) - u_0(t)), \quad y(t) = Lx(t). \quad (7)$$

Здесь

$$u_0(t) = -K_0 \hat{x}(t) \quad (8)$$

— оптимальный закон управления, который рассчитывается для номинальной составляющей объекта управления

$$\dot{x}(t) = A_N x(t) + B_N u_0(t), \quad y(t) = Lx(t)$$

в целях минимизации интегрального критерия качества

$$J = \int_0^{\infty} [\hat{x}^T(t) Q \hat{x}(t) + R u_0^2(t)] dt.$$

Здесь $\hat{x}(t)$ — оценка сигнала $x(t)$, полученного с помощью наблюдателя:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_N \hat{x}(t) + B_N u_0(t) + C(\hat{y}(t) - y(t)), \quad \hat{y}(t) = L\hat{x}(t), \quad (9)$$

где C выбирается из условия желаемого распределения собственных чисел матрицы $A_N + CL$.

С учетом уравнения (8) перепишем выражение (7):

$$\dot{x}(t) = (A_0 + B_N c_0^T) x(t) + Bu(t) + B_N \varphi(t), \quad y(t) = Lx(t), \quad (10)$$

где $\varphi(t) = kf(t) - u_0(t) + K_0(\hat{x}(t) - x(t))$.

Преобразуем модель (10) к форме вход—выход:

$$Q(p)y(t) = R(p)(u(t) + \varphi(t)). \quad (11)$$

Для управления объектом (11) воспользуемся модифицированным алгоритмом адаптации высокого порядка [7]. Введем закон управления

$$u(t) = T(p)\hat{v}(t), \quad v(t) = c^T(t)w(t), \quad \dot{c}(t) = -\alpha e(t)w(t) + \beta e^2(t)c(t), \quad \alpha > 0, \quad \beta > 0, \quad (12)$$

где $T(\lambda)$ — гурвицев многочлен третьего порядка, который выбирается таким образом, чтобы передаточная функция $\frac{R_m(\lambda)T(\lambda)}{Q_m(\lambda)}$ была строго положительно-вещественной функцией;

λ — комплексная переменная; $\hat{v}(t)$ — оценка вспомогательного управляющего воздействия $v(t)$;

$e(t) = y(t) - y_m(t)$; $c(t)$ — вектор настраиваемых параметров; $w(t) = \left[V^T(t), e(t), \frac{r(t)}{T(p)} \right]^T$ —

вектор регрессии, где $V(t)$ — решение уравнения

$$\dot{V}(t) = FV(t) + be(t). \quad (13)$$

Здесь F — матрица в форме Фробениуса с характеристическим полиномом $R_m(\lambda)T(\lambda)$,

$b = [0, 0, 0, 1]^T$.

Для реализации первого из уравнений (12) рассмотрим наблюдатель [15]

$$\dot{\xi}(t) = G_0 \xi(t) + B(\hat{v}(t) - v(t)), \quad \hat{v}(t) = L\xi(t), \quad (14)$$

где $G_0 = \begin{bmatrix} 0 & I_2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $B = \left[\frac{d_1}{\mu}, \frac{d_2}{\mu^2}, \frac{d_3}{\mu^3} \right]^T$; d_1, d_2, d_3 выбираются так, чтобы матрица $G_0 = [d_1, d_2, d_3]L$ была гурвицева; $\mu > 0$ — достаточно малое число.

Утверждение. Пусть выполнены условия предположений 1—5. Тогда система управления (8), (9), (12)—(14) обеспечивает выполнение целевого условия.

Доказательство утверждения подобно приведенному в работе [11].

Пример. Рассмотрим модель бокового движения летательного аппарата в режиме захода на посадку при скорости ЛА 85 м/с [3, 14]. Номинальные значения матриц A_N и B_N задаются как

$$A_N = \begin{bmatrix} 0 & 85 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -2 \end{bmatrix}, \quad B_N = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 3,4 \end{bmatrix}.$$

Следуя работе [3], параметрические возмущения определим в виде

$$c_0 = [0 \ 0 \ 0 \ \rho], \quad -20/17 \leq \rho \leq 20/17, \quad -0,5 \leq \tau \leq 0, \quad -1 \leq k \leq 1, \quad |f(t)| \leq 0,1.$$

Весовые матрица и коэффициент в целевых функционалах определяются как [3, 14]

$$Q = \begin{bmatrix} 6,25 \cdot 10^{-6} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 31 \end{bmatrix}, \quad R = 93.$$

Теперь рассчитаем систему управления. С помощью уравнения (6) рассчитаем матрицу H и сформируем оптимальные законы управления (5) и (8):

$$r(t) = -[3 \cdot 10^{-4}, 0,38, 0,32, 0,34]x_N(t), \quad u_0(t) = -[3 \cdot 10^{-4}, 0,38, 0,32, 0,34]\hat{x}(t).$$

Выберем $T(p) = p^3 + 3p^2 + p + 1$ и определим (13) в виде

$$\dot{V}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & -1 & -3 \end{bmatrix} V(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} y(t).$$

Зададим $C = [2, 2/85, 0, 5/51]^T$, $d_1 = 1,5$, $d_2 = 0,75$, $d_3 = 0,125$, $\mu = 0,01$ и сформируем наблюдатели (9) и (14) в следующем виде:

$$\dot{\hat{x}}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 85 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -2 \end{bmatrix} \hat{x}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 3,4 \end{bmatrix} u_0(t) + C(\hat{y}(t) - y(t)), \quad \hat{y}(t) = [1 \ 0 \ 0]\hat{x}(t),$$

$$\dot{\xi}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \xi(t) + \begin{bmatrix} -1,5 \cdot 100 \\ -0,75 \cdot 100^2 \\ -0,125 \cdot 100^3 \end{bmatrix} (\hat{v}(t) - v(t)), \quad \hat{v}(t) = [1 \ 0 \ 0]\xi(t).$$

Тогда закон адаптивного управления (12) определяется как

$$u(t) = [1 \ 1 \ 3 \ 1]\xi(t), \quad v(t) = c^T(t)w(t), \quad \dot{c}(t) = -10^{-3}e(t)w(t) - 10^{-4}e^2(t)c(t).$$

На рис. 1, 2 представлены результаты моделирования переходного процесса по ошибке $e(t)$ и по сигналу управления $u(t)$ для следующих возмущений, действующих на модель

летательного аппарата: $\rho = 5/17$, $\tau = -0,5$ (угол $\delta_{эл}$ уменьшен в два раза), $k = 1$, $f(t) = 0,1 \sin t$. При моделировании учтены реальные ограничения по углу отклонения элеронов, а именно $|u(t)| \leq 0,3$ рад.

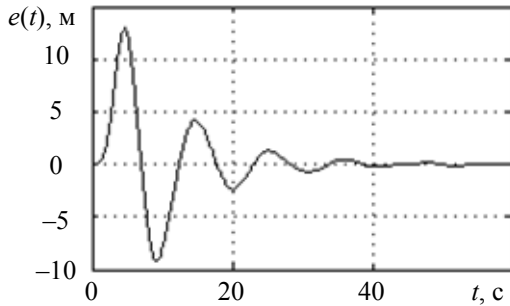


Рис. 1

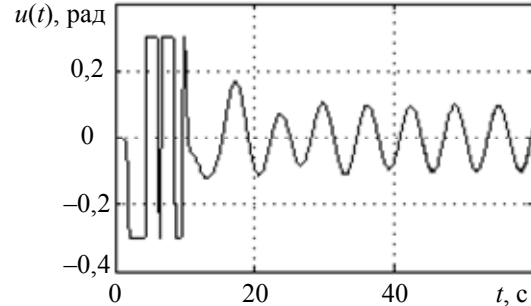


Рис. 2

Анализ результатов моделирования показал, что представленный алгоритм адаптивного управления обеспечивает выполнение целевого условия с заданной точностью. Так, спустя 30 с после начала захода ЛА на посадку точность регулирования не превышает 0,2 м.

Заключение. Предложена модель синтеза адаптивного закона управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку с помощью модифицированного алгоритма адаптации высокого порядка. Полагается, что модель летательного аппарата описывается параметрически неопределенным дифференциальным уравнением четвертого порядка. Синтезированы алгоритмы управления, обеспечивающие сходимость с требуемой точностью выходного сигнала системы управления ЛА и эталонного сигнала. Результаты численного моделирования показали хорошую работоспособность системы и подтвердили результаты аналитических расчетов.

Статья подготовлена по результатам работы, выполненной при частичной поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 13-08-01014), Минобрнауки РФ (проект 14.Z50.31.0031) и Правительства РФ (грант 074-U01); результаты, приведенные в разделе „Метод решения“, получены при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-29-00142) в ИПМаш РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Fradkov A. L., Andrievsky B. Passification-based robust flight control design // *Automatica*. 2011. Vol. 47, N 12. P. 2743—2748.
2. Pogromsky A., Andrievsky B., Rooda J. Aircraft flight control with convergence-based anti-windup strategy // *Proc. of IFAC Workshop Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems, AGNFCS '09, Samara, Russia, June, 2009*.
3. Буков В. Н. Вложение систем. Аналитический подход к анализу и синтезу матричных систем. Калуга: Изд-во науч. лит-ры Н. Ф.Бочкаревой, 2006.
4. Фуртат И. Б. Робастное субоптимальное управление боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2013. № 3 (85). С. 51—55.
5. Furtat I. B., Putov V. V. Suboptimal control of aircraft lateral motion // *Proc. of 2nd IFAC Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems, Compiegne, France. 2013. Vol. 2. Part 1. P. 276—282*.
6. Furtat I. B., Fradkov A. L., Peaucelle D. Robust control of aircraft lateral movement // *Proc. of 19th World Congress the International Federation of Automatic Control, Cape Town, South Africa. 2014. P. 5199—5204*.
7. Цыкунов А. М. Модифицированный адаптивный алгоритм высокого порядка для управления линейным объектом по выходу // *Автоматика и телемеханика*. 2006. № 8. С. 143—153.

8. Мирошник И. В., Никифоров В. О., Фрадков А. Л. Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. СПб: Наука, 2000.
9. Фуртат И. Б., Цыкунов А. М. Адаптивное управление объектами с запаздыванием по выходу // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 28, № 7. С. 15—19.
10. Фуртат И. Б. Робастное субоптимальное управление линейными нестационарными объектами по выходу // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 7. С. 7—12.
11. Фуртат И. Б., Цыкунов А. М. Адаптивное управление объектами с неизвестной относительной степенью // Автоматика и телемеханика. 2010. № 6. С. 109—118.
12. Фуртат И. Б. Робастная синхронизация динамической сети с компенсацией возмущений // Автоматика и телемеханика. 2011. № 12. С. 104—114.
13. Furtat I. B., Tsykunov A. M. Output adaptive control for plants using time delay in output signal based on the modified algorithm of adaptation of the high order // IPACS Electronic Library: 9th IFAC Workshop “Adaptation and Learning in Control and Signal Processing” (ALCOSP ‘07). 2007 [Электронный ресурс]: <<http://lib.physcon.ru/getfile.html?item=1528>>.
14. Летов А. М. Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969.
15. Atassi A. N., Khalil H. K. A separation principle for the stabilization of class of nonlinear systems // IEEE Trans. on Automatic Control. 1999. Vol. 44, N 9. P. 1672—1687.

Сведения об авторах

Игорь Борисович Фуртат

— д-р техн. наук, доцент; Университет ИТМО, кафедра систем управления и информатики, Санкт-Петербург; E-mail: cainenash@mail.ru

Ксения Андреевна Хвостова

— магистрант; Университет ИТМО, кафедра систем управления и информатики, Санкт-Петербург; E-mail: ksenia.pantyukhina@yandex.ru

Денис Алексеевич Хвостов

— магистрант; Университет ИТМО, кафедра систем управления и информатики, Санкт-Петербург; E-mail: talionar@rambler.ru

Рекомендована
Институтом проблем машиноведения РАН

Поступила в редакцию
05.11.14 г.

ОПТИЧЕСКИЕ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

УДК 681.7.08,681.78

И. А. КНЯХИН, А. А. МАРАЕВ, А. Н. ТИМОФЕЕВ, В. Ф. ГУСАРОВ

КОНТРОЛЬ СМЕЩЕНИЙ В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМАХ С ОПТИЧЕСКОЙ РАВНОСИГНАЛЬНОЙ ЗОНОЙ

Исследуются оптико-электронные системы с оптической равносигнальной зоной, предназначенные для контроля пространственного положения объектов. Показано, что развитие таких систем возможно путем совершенствования их структуры и алгоритмов обработки информации, что позволяет уменьшить воздействия внешней среды. Получены выражения для определения смещения базовой плоскости оптической равносигнальной зоны, вызванного воздействием градиента температуры воздушного тракта, и оптимальной постоянной времени системы.

Ключевые слова: оптико-электронная система, оптическая равносигнальная зона, дисперсионный метод, оптимизация параметров.

Для решения технологических задач и мониторинга состояния промышленных и транспортных объектов требуется обеспечить контроль поперечных смещений рабочих органов машин или элементов конструкции относительно протяженной измерительной базы [1—5] в широком линейном диапазоне. Такой контроль может осуществляться оптико-электронными системами (ОЭС) с оптической равносигнальной зоной (ОРСЗ), которые сочетают высокую энергетическую чувствительность к смещениям [6] с возможностью адаптивной корректировки воздействий внешней среды [7].

Совершенствование систем с ОРСЗ [8] в основном определяется применением современной электронной элементной базы и средств цифровой обработки информации с использованием методов ослабления внешних воздействий.

Оптический сигнал ОРСЗ формируется блоком задания базового направления (ЗБН) в физической среде и подвергается воздействию помех, создаваемых источниками излучения, модулятором и объективом. В свою очередь, на оптический сигнал ОРСЗ в процессе прохождения им воздушного тракта влияют помехи физической среды, которые вызывают регулярное смещение и колебания пространственного положения ОРСЗ. Приемная часть системы, размещаемая на контролируемом объекте, преобразует оптические сигналы $X_{\text{опт}}$ в электрические $X_{\text{эл}1}$, $X_{\text{эл}2}$, и в результате генерируется сигнал \tilde{X} , пропорциональный величине смещения приемной части относительно сформированной ОРСЗ. При этом в приемной части присутствуют воздействия на оптическую систему, приемник оптического излучения, модуль обработки сигнала, что приводит к искажению информации, содержащейся в оптическом и электрическом сигналах (рис. 1).

Анализ представленной структуры и принципов функционирования системы с ОРСЗ позволяет определить следующие основные направления развития данных систем:

- теоретический анализ физических явлений, ухудшающих технические характеристики систем, и совершенствование методов их ослабления;
- разработка программных и аппаратных средств на базе современных электронных и оптических компонентов для реализации методов ослабления воздействий физической среды.

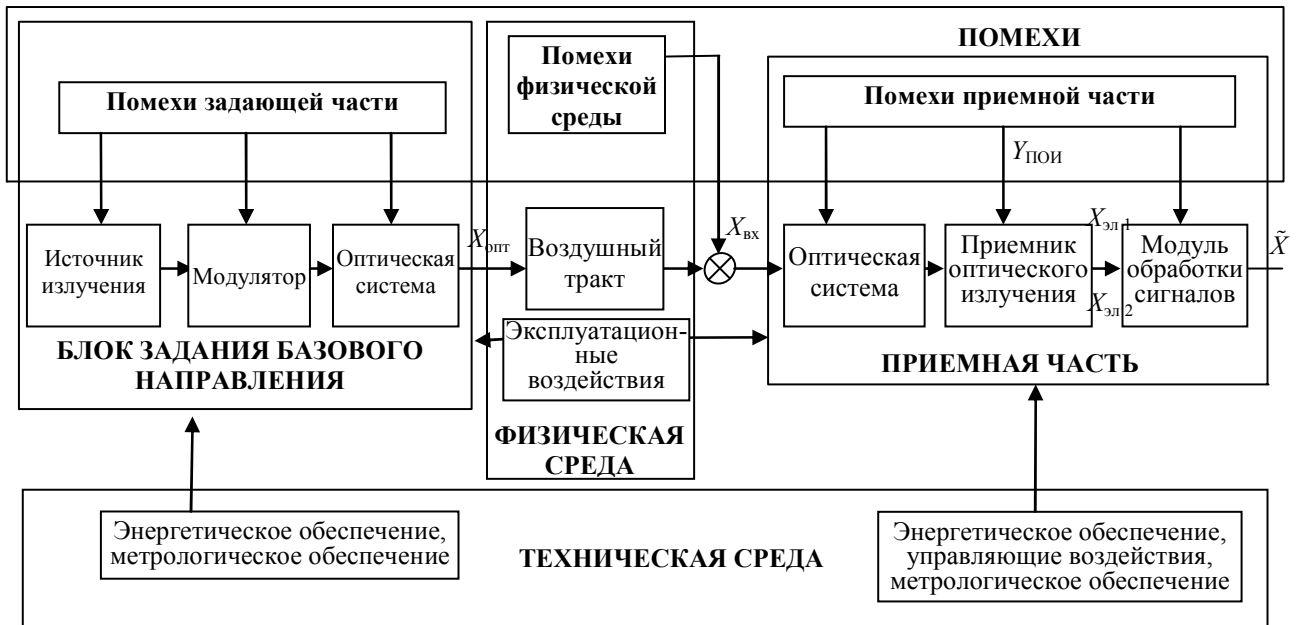


Рис. 1

Оценка влияния внешних условий на работу систем с ОРСЗ показала, что наиболее существенными являются:

1) помехи, возникающие в воздушном тракте и вызывающие как регулярное смещение (градиент температуры воздушного тракта), так и колебания положения ОРСЗ (турбулентность воздушной среды);

2) помехи, возникающие в приемной части из-за шумов при преобразовании оптического сигнала в электрический, что вызывает погрешности регистрации положения ОРСЗ.

Первые из указанных помех вызваны так называемой регулярной рефракцией — искривлением пучков лучей вследствие изменения среднего значения показателя преломления среды по длине воздушного тракта, что приводит к смещению положения ОРСЗ от „истинного“ [2, 4].

Анализ современных методов ослабления влияния рефракции показал, что в настоящее время применительно к системам с ОРСЗ наиболее эффективным является дисперсионный метод (метод спектральных разностей), при котором формируется полихроматическая ОРСЗ [7]. В реальных условиях эксплуатации градиент влажности и давления воздушной среды невелик, поэтому по измеренной величине смещения лучей с двумя длинами волн λ_1 и λ_2 может быть определена величина регулярной рефракции [9].

Как известно [7], градиент температуры $\text{grad}_y T$ в вертикальной плоскости для длин волн λ_1 и λ_2 оптического излучения вызывает соответственно смещение ОРСЗ на величины Δy_1 и Δy_2 (рис. 2). В свою очередь, приемником оптического излучения (ПОИ) генерируются электрические сигналы $X_{\text{эл}1}$ и $X_{\text{эл}2}$. При этом в случае равенства энергетических чувствительностей

$$\tau_1 S_1 L_1 / l_1 = \tau_2 S_2 L_2 / l_2 = W, \quad (1)$$

где для двух длин волн λ_1 и λ_2 соответственно: τ_1, τ_2 — коэффициенты пропускания среды; S_1, S_2 — интегральная чувствительность приемника оптического излучения; L_1, L_2 — яркость источников излучения; l_1, l_2 — ширина переходного участка ОРСЗ, определяемая аберрациями

и дефокусировкой объектива блока ЗБН, разность выходных электрических сигналов $X_{\Delta 1,2}$ при воздействии регулярной рефракции для выбранных длин волн можно определить как

$$X_{\Delta 1,2} = \frac{W\pi s's'' \text{grad}_y T (n_1 - n_2)}{n_1 n_2 T}, \quad (2)$$

где s' — площадь выходного зрачка объектива блока ЗБН; s'' — площадь входного зрачка оптической системы приемной части; n_1, n_2 — показатели преломления воздушного тракта для двух длин волн, T — температура.

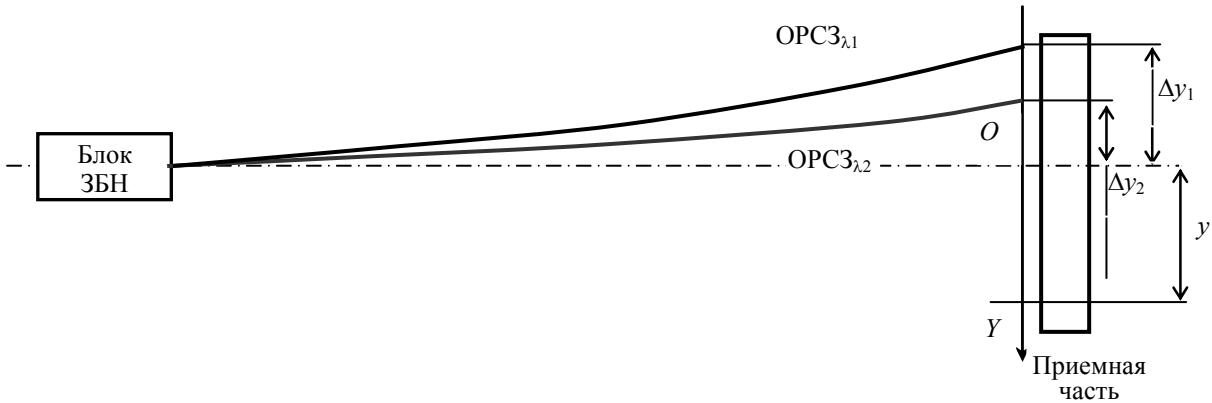


Рис. 2

Градиент температуры согласно с выражению (2) можно определить как

$$\text{grad}_y T = \frac{X_{\Delta 1,2} n_1 n_2 T}{W\pi s's'' (n_1 - n_2)}, \quad (3)$$

соответственно величину смещения y приемной части, исключая воздействие рефракции, — как

$$y = \frac{[X_{\Sigma 1,2} - X_{\Delta 1,2} (n_1 (n_2 - 1) + n_2 (n_1 - 1))] z^2}{4W\pi s's'' (n_1 - n_2)}, \quad (4)$$

где $X_{\Sigma 1,2} = W\pi s's'' [4y/z^2 + \text{grad}_y T (2n_1 n_2 - n_2 - n_1)] / n_1 n_2 T$, z — расстояние от блока ЗБН до приемной части; при этом $X_{\Delta 1,2}$ — для вычисления величины поправки к смещению, вызванному воздействием градиента температуры воздушного тракта, — будет в соответствии с алгоритмами (1)—(4) вычисляться модулем обработки сигналов (см. рис. 1).

Эксперименты по оценке возможности реализации дисперсионного метода в ОЭС подтвердили его реализуемость [7, 10, 11].

В то время как регулярная рефракция в процессе работы системы с ОРСЗ имеет систематический характер, турбулентность воздушной среды вызывает локальные изменения показателя преломления, которые в результате приводят к случайным отклонениям траектории распространения излучения. Ослабление этого явления возможно путем адаптации к изменяющимся условиям постоянной времени t модуля обработки сигналов.

Как известно из работ [2, 4], при диаметре D_1 выходного зрачка оптической системы блока ЗБН и диаметре D_2 входного зрачка оптической системы приемной части, превышающих размер неоднородности показателя преломления воздушного тракта (a), среднеквадратическое отклонение смещения $\delta y_{\text{ОРСЗ}}$ энергетической оси луча, вызванное действием всех неоднородностей, равно [2]:

$$\delta y_{\text{ОРСЗ}} = \delta y_T C,$$

где $\delta y_T = \delta\varphi\sqrt{z_0^3/3a}$ [4], $\delta\varphi$ — среднеквадратическое значение углового ухода луча за счет действия одной неоднородности, равное среднеквадратическому значению изменения показателя преломления, т.е. $\delta\varphi = \Delta n$; z_0 — дистанция фокусировки объектива блока ЗБН;

$C = \sqrt{\sum_{i=1}^N \frac{i^2}{[\varepsilon_1 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_1)(1-i)/N]^2}} / \sum_{i=1}^N i^2$, здесь $\varepsilon_1 = D_1/a$, $\varepsilon_2 = D_2/a$, $N = z_0/a$ — коэффициент ослабления влияния турбулентности за счет размера зрачков оптических систем блока ЗБН и приемной части.

Если передаточная функция $\Phi(j\omega)$ системы с ОРСЗ имеет вид инерционного звена первого порядка (что часто встречается на практике) [12]:

$$\Phi(j\omega) = k / (j\omega t + 1),$$

где k — коэффициент передачи системы с ОРСЗ, ω — круговая частота, а энергетический спектр колебаний положения ОРСЗ при камеральных условиях определяется выражением [4]

$$E_T(\omega) = \delta y_T^2 \frac{\alpha_T}{\pi(\omega^2 + \alpha_T^2)},$$

где α_T — коэффициент корреляционной связи спектра флуктуации турбулентности, то среднеквадратическая погрешность $\delta y_{ОРСЗ}$, обусловленная турбулентностью, при постоянном входном сигнале (т.е. постоянной величине смещения y) будет определяться как

$$\delta y_{ОРСЗ} = \delta y_T C \sqrt{\frac{1}{\alpha_T t + 1}}. \quad (5)$$

Из выражения (5) следует, что в целях уменьшения среднеквадратической погрешности $\delta y_{ОРСЗ}$ постоянную времени t необходимо увеличивать.

С другой стороны, если считать, что рассматриваемая система является разомкнутой линейной стационарной системой с передаточной функцией $\Phi(j\omega)$, а энергетический спектр флуктуации регистрируемых смещений представляется выражением

$$E_{см}(\omega) = \delta y_{см}^2 \frac{\alpha_{см}}{\pi(\omega^2 + \alpha_{см}^2)},$$

где $\alpha_{см}$ — коэффициент корреляционной связи спектра контролируемых смещений, $\delta y_{см}^2$ — дисперсия регистрируемых смещений, то динамическая погрешность δy_d воспроизведения случайного регистрируемого смещения, распределенного по нормальному закону, вследствие инерционности системы будет определяться как [12]

$$\delta y_d = \delta y_{см} \sqrt{\frac{\alpha_{см} t}{1 + \alpha_{см} t}}. \quad (6)$$

Анализируя выражение (6), можно отметить, что с увеличением постоянной времени динамическая погрешность δy_d возрастает.

Известно, что среднеквадратическая погрешность $\delta y_{ПОИ}$ в случае, когда источником ошибок являются только шумы приемника оптического излучения $Y_{ПОИ}$ (см. рис. 1), осуществляется оптимальная обработка аддитивной совокупности входных сигналов $X_{вх}$ и шумов $Y_{ПОИ}$ и передаточная функция модуля обработки сигналов представляется инерционным

звеном первого порядка с эквивалентной полосой пропускания $\Delta f_{\text{ЭКВ}} = 1/(2t)$ [2], может быть представлена выражением

$$\delta y_{\text{ПОИ}} = \sqrt{eI / (S^2 W^2 t)}, \quad (7)$$

где W — энергетическая чувствительность ОЭС к смещениям; S — интегральная чувствительность приемника к излучению источника ОЭС; e — заряд электрона, I — ток, протекающий через ПОИ.

Тогда случайная составляющая δy суммарной погрешности, обусловленной основными влияющими на работу системы факторами (турбулентностью, инерционностью и шумами приемника — формулы (5), (6), (7) соответственно), определяется как

$$\delta y = \sqrt{\delta y_{\text{ОРСЗ}}^2 + \delta y_{\text{д}}^2 + \delta y_{\text{ПОИ}}^2} = \sqrt{\frac{\delta y_{\text{Т}}^2 C^2}{1 + \alpha_{\text{Т}} t} + \frac{\delta y_{\text{СМ}}^2 \alpha_{\text{СМ}} t}{1 + \alpha_{\text{СМ}} t} + \frac{eI}{S^2 W^2 t}}. \quad (8)$$

Анализ выражения (8) показывает, что при увеличении постоянной времени t динамическая составляющая погрешности $\delta y_{\text{д}}$ возрастает, в то же время составляющие $\delta y_{\text{ОРСЗ}}$ и $\delta y_{\text{ПОИ}}$, обусловленные турбулентностью и шумами, уменьшаются.

Как показывает анализ представленной на рис. 3 зависимости $\delta y(t)$, уменьшение коэффициента C за счет увеличения диаметра D_1 выходного зрачка объектива блока ЗБН системы с ОРСЗ позволяет уменьшить величину случайной составляющей погрешности (для коэффициентов $C=0,8$ ($D_1=25$ мм, $D_2=35$ мм) и $C=0,7$ ($D_1=28$ мм, $D_2=35$ мм) при $\delta y_{\text{СМ}}^2 = 0,000\,578$ мм²; $\alpha_{\text{СМ}} = 0,131$; $\delta y_{\text{Т}}^2 = 0,000\,243$ мм²; $\alpha_{\text{Т}} = 0,15$; $I = 0,015$ А; $S = 0,164$ А/Вт; $W = 2 \cdot 10^{-7}$ Вт/мм), а также выбрать наименьшее значение постоянной времени.

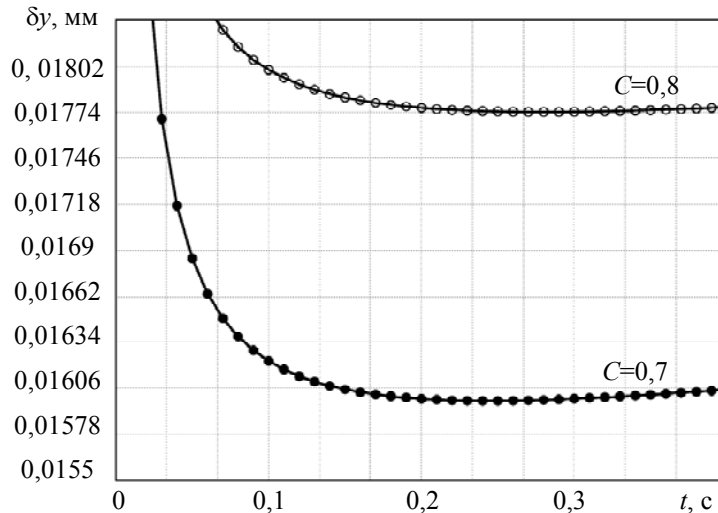


Рис. 3

В результате оптимальное значение постоянной времени системы $t_{\text{опт}}$ для наиболее вероятных условий применения, когда $\alpha_{\text{Т}} t \ll 1$ и $\alpha_{\text{СМ}} t \ll 1$, можно вычислить с помощью выражения

$$t_{\text{опт}} = \sqrt{\frac{eI}{S^2 W^2 (\delta y_{\text{СМ}}^2 \alpha_{\text{СМ}} + \delta y_{\text{Т}}^2 C^2 \alpha_{\text{Т}})}}. \quad (9)$$

Таким образом, варьируя постоянную времени системы с ОРСЗ в соответствии с выражением (9), можно ослабить внешние воздействия и тем самым реализовать адаптивную схему системы.

Для адаптивных систем с ОРСЗ цифровые методы формирования и обработки сигналов

при определенных преобразованиях в ряде случаев превосходят аналоговые методы по точности и гибкости, что объясняется следующими особенностями:

— программное обеспечение цифровых методов позволяет облегчить их настройку и проверку;

— цифровые методы требуют только арифметических действий умножения и сложения-вычитания, что позволяет повысить быстродействие системы в целом;

— изменения температуры или влажности среды не приводят к изменению параметров и характеристик цифровых вычислительных устройств, таким образом, не требуется применение компонентов высокой точности.

Итак, на основании вышеизложенного можно заключить следующее:

— ослабление воздействия регулярной рефракции возможно при применении полихроматической ОРСЗ, реализованной на двух длинах волн оптического излучения;

— анализ дисперсии колебаний спектральной разности позволяет оценивать величину колебаний смещения ОРСЗ, вызванных воздействием турбулентности, и выбирать постоянную времени модуля обработки системы в целях уменьшения суммарной погрешности;

— наряду с очевидным, с точки зрения техники проектирования, применением современной электронной элементной базы совершенствование систем с ОРСЗ должно осуществляться в направлении построения цифровых систем, автоматически адаптирующихся к воздействию внешних условий;

— одним из основных критериев обработки информации в таких системах должен быть минимум систематической и случайной составляющих погрешностей измерений.

Статья подготовлена по результатам работы, выполненной при государственной финансовой поддержке ведущих университетов Российской Федерации (гос. задание 2014/190 и 8.599.2014/К).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Якушенков Ю. Г. Основы оптико-электронного приборостроения. М.: Логос, 2013. 376 с.
2. Джабиев А. Н., Мусяков В. Л., Панков Э. Д., Тимофеев А. Н. Оптико-электронные приборы и системы с оптической равносигнальной зоной: Монография / Под общ. ред. Э. Д. Панкова. СПб: СПбГУ ИТМО, 1998. 238 с.
3. Анисимов А. Г., Алеев А. М., Пантюшин А. В., Тимофеев А. Н. Основные погрешности контроля соосности с помощью авторефлексионной оптико-электронной системы // Оптик. журн. 2009. Т. 76, № 1. С. 3—8.
4. Дементьев В. Е. Современная геодезическая техника и ее применение. М.: Академический проект, 2008. 591 с.
5. Коротаев В. В., Пантюшин А. В., Тимофеев А. Н. Оптико-электронные системы контроля положения реперных меток // Путь и путевое хозяйство. 2012. № 11. С. 34—37.
6. Мараев А. А., Коняхин И. А., Тимофеев А. Н. Исследование энергетической чувствительности в оптико-электронных системах с полихроматической оптической равносигнальной зоной // Изв. вузов. Приборостроение. 2012. Т. 55, № 3. С. 31—35.
7. Витол Э. А., Мусяков В. Л., Коняхин И. А., Тимофеев А. Н. Реализация дисперсионного метода в оптико-электронных системах с оптической равносигнальной зоной // Сб. тр. VI Междунар. конф. „Прикладная оптика“, 18—21 окт. 2004 г., Санкт-Петербург. СПб: СПбГУ ИТМО, 2004. Т. 1. С. 37—40.
8. Мусяков В. Л., Панков Э. Д., Тимофеев А. Н., Богатинский Е. М., Яковлев П. В. Направления развития оптико-электронных систем с оптической равносигнальной зоной / Изв. вузов. Приборостроение. 2008. Т. 51, № 9. С. 27—31.
9. Прилепин М. Г., Голубев А. Н. Оптические квантовые генераторы в геодезических измерениях. М.: Недра, 1972. 168 с.

10. Богатинский Е. М., Коротаев В. В., Мараев А. А., Тимофеев А. Н. Исследование путей ослабления влияния воздушного тракта в распределенных оптико-электронных системах предупреждения техногенных катастроф // Научно-технический вестник СПбГУ ИТМО. 2010. № 3 (67). С. 130.
11. Мараев А. А., Тимофеев А. Н., Ярышев С. Н., Пантюшин А. В. Исследование метода спектрально-анализной селекции в оптико-электронной системе предупреждения техногенных катастроф // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54, № 12. С. 80—81.
12. Порфирьев Л. Ф. Основы теории преобразования сигналов в оптико-электронных системах. СПб: Изд-во „Лань“, 2013. 400 с.

Сведения об авторах

- Игорь Алексеевич Коняхин** — д-р техн. наук, профессор; Университет ИТМО, кафедра оптико-электронных приборов и систем, Санкт-Петербург; E-mail: igor@grv.ifmo.ru
- Антон Андреевич Мараев** — аспирант; Университет ИТМО, кафедра оптико-электронных приборов и систем, Санкт-Петербург; E-mail: antoshka87@gmail.com
- Александр Николаевич Тимофеев** — канд. техн. наук; Университет ИТМО, кафедра оптико-электронных приборов и систем, Санкт-Петербург; E-mail: timofeev@grv.ifmo.ru
- Вадим Федорович Гусаров** — аспирант; Университет ИТМО, кафедра оптико-электронных приборов и систем, Санкт-Петербург; E-mail: hoarfrost.vg@gmail.com

Рекомендована кафедрой
оптико-электронных приборов и систем

Поступила в редакцию
05.03.14 г.

УДК 535.317.226

К. В. ЕЖОВА, В. А. ЗВЕРЕВ, НГУЕН ВАН ЛУЕН

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОМПОНЕНТОВ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПЕРЕМЕННОГО УВЕЛИЧЕНИЯ

Рассматриваются методы определения основных параметров оптической системы переменного увеличения при замене реальной оптической системы эквивалентной системой тонких компонентов. Показано, что знание основных параметров компонентов позволяет вычислить текущие значения их абберрационных параметров, получить представление о характере изменения абберрационных свойств системы, а следовательно, оценить возможность уменьшения абберраций изображения путем изменения значений основных параметров.

Ключевые слова: абберрация, переменное увеличение, оптическая система переменного увеличения, коэффициент абберрации, тонкий компонент, основной параметр.

Любая сколь угодно сложная оптическая система, состоящая из произвольного числа элементов (линз), при конечном расстоянии между ее главными плоскостями и отличной от нуля оптической силе называется однокомпонентной, если при всех возможных подвижках она перемещается как единое целое. Однокомпонентную оптическую систему целесообразно представить главными плоскостями, положение которых на оптической оси определяется главными точками H и H' . При известном фокусном расстоянии f' оптической системы и требуемом поперечном увеличении V изображения расстояние L между осевыми точками предмета и изображения определяется формулой [1]

$$L = d_{HH'} - \frac{(1-V)^2}{V} f', \quad (1)$$

где $d_{HH'}$ — расстояние между главными плоскостями.

При конечном расстоянии между предметом и изображением, сформированным одиночным оптическим компонентом, и продольном перемещении компонента величины V и L изменяются согласно зависимости $V = V(L)$, вытекающей из формулы (1) при $f' = \text{const}$, и соответственно $d_{HH'} = \text{const}$. Из этой же формулы следует, что при $f' \neq \text{const}$ возможно соблюдение условия $L = \text{const}$. При этом изменение поперечного увеличения изображения будет определяться зависимостью $V = V(f')$.

Для абберационного анализа реальных оптических систем переменного увеличения целесообразно использовать введенные проф. Г. Г. Слюсаревым понятие „тонкий компонент“ и его основные параметры [2]. Если в однокомпонентной системе толщины линз и воздушные промежутки между ними не считаются коррекционными параметрами, то в первом приближении их можно принять равными нулю. При этом однокомпонентная система представляет собой тонкий компонент, расстояние между главными плоскостями которого равно нулю. Оптическая сила оптической системы, состоящей из двух тонких компонентов φ_1 и φ_2 , равна $\varphi = \varphi_1 + \varphi_2 - \varphi_1\varphi_2d$, где d – расстояние между компонентами, при этом $d_{HH'} = -\frac{\varphi_1\varphi_2d^2}{\varphi}$.

Пусть ν -й компонент состоит из k преломляющих поверхностей, разделенных конечными толщинами и воздушными промежутками. Первичные сферическая абберация и кома изображения, сформированного этим оптическим компонентом, определяются соответственно коэффициентами S_I и S_{II} [3]:

$$S_I = \sum_{i=1}^{i=k} h_i P_i ; \tag{2}$$

$$S_{II} = \sum_{i=1}^{i=k} H_i P_i - J \sum_{i=1}^{i=k} W_i , \tag{3}$$

где $h_1 = s_1\alpha_1$; $H_1 = s_p\beta_1$; s_1 — расстояние от осевой точки предмета до первой поверхности рассматриваемого компонента; s_p — расстояние от центра входного зрачка компонента до его первой поверхности; J — инвариант Лагранжа — Гельмгольца: $J = n\alpha l = 1 \cdot \alpha_1(s_p - s_1)\beta_1$.

Для тонкого компонента выражения, определяющие коэффициенты S_I и S_{II} , принимают следующий вид:

$$S_I = hP; \tag{4}$$

$$S_{II} = HP - JW, \tag{5}$$

где $h = a_1\alpha_1$; $H = a_p\beta_1$; a_1 — расстояние от осевой точки предмета до передней главной плоскости рассматриваемого компонента; a_p — расстояние от центра входного зрачка компонента до его главной плоскости; $J = n\alpha l = 1 \cdot \alpha_1(a_p - a_1)\beta_1$.

Заменим рассматриваемый ν -й компонент тонким с таким расчетом, чтобы коэффициенты, определяемые формулами (2), (3), равнялись коэффициентам, определяемым формулами (4), (5). При этом находим, что параметры P и W определяются выражениями

$$P = \frac{1}{h} \sum_{i=1}^{i=k} h_i P_i ; \tag{6}$$

$$W = \frac{a_p \beta_1 P - \sum_{i=1}^{i=k} H_i P_i}{\alpha_1 (a_p - a_1) \beta_1} + \frac{s_p - s_1}{a_p - a_1} \sum_{i=1}^{i=k} W_i. \quad (7)$$

Монохроматические первичные аберрации изображения, сформированного тонким компонентом, определяются параметрами P и W , которые функционально связаны с основными параметрами P и W уравнениями вида [2]

$$P = (\alpha' - \alpha)^3 P + 4\alpha(\alpha' - \alpha)^2 W + \alpha(\alpha' - \alpha)[2\alpha(2 + \pi) - \alpha']; \quad (8)$$

$$W = (\alpha' - \alpha)^2 W + \alpha(\alpha' - \alpha)(2 + \pi), \quad (9)$$

где π — свободный параметр компонента, зависящий только от его относительных оптических сил φ_i и показателей преломления n_i линз, входящих в компонент [2].

Решая систему уравнений (7), (9) относительно основных параметров, получаем

$$P = \frac{1}{(\alpha' - \alpha)^3} \{P - 4\alpha W + \alpha(\alpha' - \alpha)[(4 + 2\pi)\alpha + \alpha']\}; \quad (10)$$

$$W = \frac{1}{(\alpha' - \alpha)^2} [W - \alpha(\alpha' - \alpha)(2 + \pi)]. \quad (11)$$

Применив формулы (6) и (7), находим значения параметров P и W для одного из компонентов при определенных фиксированных положениях его в системе. Подставив эти значения в формулы (10) и (11), получим значения основных параметров P и W . Однако для другого фиксированного положения компонента получим значения P и W , близкие к значениям основных параметров, но не равные им. Для однозначного определения параметров P и W можно применить следующий способ.

Оптическую систему принято определять радиусами кривизны оптических поверхностей, расстояниями между их осевыми точками и показателями преломления разделяемых поверхностями сред. Известно [1], что $n_{i+1}\alpha_{i+1} - n_i\alpha_i = h_i \frac{n_{i+1} - n_i}{r_i}$. Применив эту формулу ко

всем поверхностям компонента, при $\alpha_1 = 0$ и $h_1 = f'_k$, где f'_k — фокусное расстояние компонента, находим значения углов α_i во всех средах, разделяемых поверхностями компонента, и высот h_i на главных плоскостях поверхностей. При этом параметры P и W , полученные в со-

ответствии с формулами $h_1 P = \sum_{i=1}^{i=k} h_i P_i$ и $W = \sum_{i=1}^{i=k} W_i$, будем считать основными параметрами компонента.

Рассмотрим другой метод определения параметров P и W — на основе результатов расчета реального луча осевого пучка.

При $\alpha = 0$ $\sin \omega' = \frac{m}{f'}$, где m — координата луча на входном зрачке. При этом продольная первичная сферическая аберрация определяется выражением

$$\Delta s' = -\frac{1}{2} \frac{m^2}{f'^2} S_I,$$

где $S_I = \sum h_i P_i$.

Пусть $m_{кр} = m$ — координата крайнего луча на входном зрачке пучка лучей. Тогда

$$\Delta s'_{\text{кр}} = -\frac{1}{2} \frac{m_{\text{кр}}^2}{f'^2} S_{\text{I}}. \quad (12)$$

Формула (12) определяет точное значение сферической аберрации, если при $m = \frac{\sqrt{2}}{2} m_{\text{кр}}$ соблюдается условие

$$\Delta s' = -\frac{1}{4} \frac{m_{\text{кр}}^2}{f'^2} S_{\text{I}} = \frac{1}{2} \Delta s'_{\text{кр}}.$$

Уменьшение координаты $m_{\text{кр}}$ до некоторой (наибольшей) величины также обеспечивает выполнение этого условия. Тогда при замене реальной оптической системы эквивалентным тонким компонентом имеем $S_{\text{I}} = S_{\text{I}\text{экв}} = h_1 \mathbf{P} = f' \mathbf{P}$. При этом

$$\mathbf{P} = -\frac{2f'}{m_{\text{кр}}^2} \Delta s'_{\text{кр}} = -\frac{4f'}{m_{\text{кр}}^2} \Delta s'.$$

Меридиональная составляющая первичной поперечной аберрации изображения, сформированного лучами в меридиональной плоскости, определяется выражением

$$-2\delta g' = \omega'^3 S_{\text{I}} + 3\omega'^2 w S_{\text{II}} + \dots,$$

где $S_{\text{I}} = h_1 \mathbf{P}$ и $S_{\text{II}} = H_1 \mathbf{P} - J \mathbf{W}$.

При $\beta_1 = 1$ размер виртуального изображения $l' = -f' \beta_1 = -f'$. Тогда при $\alpha' = 1$ инвариант $J = n' \alpha' l' = 1 \cdot 1 \cdot (-f') = -f'$. Первичная кома

$$\delta g' = -\frac{3}{2} \omega'^2 w S_{\text{II}}. \quad (13)$$

Для тонкого компонента $S_{\text{II}} = H_1 \mathbf{P} - J \mathbf{W} = a_p \mathbf{P} + f' \mathbf{W}$. Для реальной оптической системы поперечное увеличение изображения в плоскости, сопряженной входному зрачку, принимается равным $V_{\text{зр}} = 1^\times$, при этом для тонкого компонента $a_p = 0$. В результате имеем $S_{\text{II}} = f' \mathbf{W}$. Подставив это выражение в формулу (13), получим

$$\delta g' = -\frac{3}{2} \omega'^2 w S_{\text{II}} = \frac{3}{2} \omega'^2 y'.$$

В результате расчета хода луча осевого пучка определяется коэффициент отклонения изображения от условия изопланатизма:

$$\eta = \frac{\Delta f'}{f'} + \frac{\Delta s'}{s'_p - s'_1}.$$

В рассматриваемом случае расстояние s'_p определяется при $V_{\text{зр}} = 1^\times$. Тогда величина первичной меридиональной комы определяется выражением

$$\delta g' = 3\eta y'. \quad (14)$$

Формула (14) определяет точное значение меридиональной комы, если при $m = \frac{\sqrt{2}}{2} m_{\text{кр}}$ соблюдается условие $\eta = \frac{1}{2} \eta_{\text{кр}}$.

Приравняв правые части выражений (13) и (14), получим

$$\mathbf{W} = \frac{2\eta}{\omega'^2}.$$

В общем случае оптическая система объектива с переменным фокусным расстоянием состоит из системы оптического сопряжения, системы переменного увеличения и системы переноса изображения [4]. В этом случае при $\alpha_1 = 0$ и $\alpha' = 1$ высота $h_1 = f'$. При каждом значении фокусного расстояния получаем значения углов α и α' для каждого компонента оптической системы.

Для исследования абберационных свойств реальной оптической системы переменного увеличения предложено заменить ее эквивалентной системой тонких оптических компонентов. Рассмотренные методы позволяют определить основные параметры P и W каждого компонента. Используя формулы (8) и (9), находим текущие значения параметров P и W , а следовательно, значения коэффициентов S_I и S_{II} и соответственно значения аббераций. Изложенная последовательность вычислений определяет алгоритм числового моделирования абберационных свойств системы и дает наглядное представление о характере изменения аббераций. Бесспорное достоинство рассмотренных методов анализа абберационных свойств системы заключается в возможности улучшения качества изображения путем изменения основных параметров компонентов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чуриловский В. Н. Теория оптических приборов. М. — Л.: Машиностроение, 1966. 564 с.
2. Слюсарев Г. Г. Методы расчета оптических систем. Л.: Машиностроение, 1969. 672 с.
3. Зверев В. А. Основы геометрической оптики. СПб: СПбГИТМО (ТУ), 2002. 218 с.
4. Ежова К. В., Зверев В. А., Нгуен Ван Луен. Абберационные свойства тонкого компонента как базового элемента композиции оптической системы переменного увеличения // Оптич. журн. 2013. Т. 80, № 12. С. 26—30.

Сведения об авторах

- Ксения Викторовна Ежова** — канд. техн. наук, доцент; Университет ИТМО, кафедра прикладной и компьютерной оптики, Санкт-Петербург; E-mail: ezhovakv@aco.ifmo.ru
- Виктор Алексеевич Зверев** — д-р техн. наук, профессор; Университет ИТМО, кафедра прикладной и компьютерной оптики, Санкт-Петербург; E-mail: post_vaz@rambler.ru
- Нгуен Ван Луен** — аспирант; Университет ИТМО, кафедра прикладной и компьютерной оптики, Санкт-Петербург; E-mail: ngvluyen@yahoo.com

Рекомендована кафедрой
прикладной и компьютерной оптики

Поступила в редакцию
24.02.14 г.

И. Ю. ПАРАМОНОВ, В. А. СМАГИН

ВЕРОЯТНОСТНЫЙ АНАЛИЗ ДЕЙСТВИЙ ЦЕНТРОВ СБОРА И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

Предложена модель оптимального одномерного вероятностного квантования детерминированной или случайной величины и представления ее совокупностью равных квантов, при котором вероятность квантуемой величины достигает максимального значения. Рассматривается зависимость оптимального кванта от вероятностного распределения, порога ограничения и параметра влияния. Вводится модель оценивания количества информации, получаемой квантом из внешней среды.

Ключевые слова: квантование, распределение вероятностей, информация, оптимальное оценивание.

Введение. В некоторых областях науки и техники формализованная случайная или детерминированная величина представляется совокупностью определяемых по заданному правилу интервалов, равных или не равных по величине и разделенных между собой равными промежутками. Эти интервалы называются квантами, а представление величины — квантованием. Цели квантования могут определяться выбранными критериями эффективности реализации рассматриваемых процессов.

В работах [1, 2] решаются задачи квантования случайных величин. В первой из них рассматривается задача квантования информации с учетом ее ценности, во второй — решается задача оптимального квантования случайного количества информации. В работе [2] при заданной величине промежутков между квантами определяется величина оптимального кванта, при котором математическое ожидание квантованной величины достигает минимального значения. В качестве примера практического приложения рассмотрен процесс записи квантованной величины на магнитную ленту. Задача имеет целочисленное решение, не получаемое в общем случае в замкнутом виде. Для нахождения точного численного решения авторами предложен достаточно сложный и трудоемкий алгоритм.

Цель настоящей статьи — решение задачи представления детерминированных или случайных величин в виде квантов, величина которых определяется некоторым вероятностным распределением. Один из возможных параметров этого распределения не является постоянным, а изменяется в некотором диапазоне. Отличительная особенность заключается в том, что величина кванта зависит от некоторого ограничения, характеризующего меру взаимного наложения плотностей распределения вероятностей. Это пороговое значение меры предусмотрено для ограничения областей взаимовлияния соседних центров сбора и обработки информации.

Практическое представление и математическая формализация задачи. На прямой линии заданной фиксированной длины размещается некоторое количество одинаковых

центров сбора и обработки информации. Каждый центр имеет свою зону влияния, ограниченную с обеих сторон пороговыми значениями. За пределами порогов располагаются зоны влияния соседних центров. Размеры зон влияния без учета границ являются случайными и описываются некоторым распределением вероятностей. Это распределение характеризуется параметром p , определяющим возможности центра по сбору и обработке информации. Необходимо при заданных пороговых размерах зоны влияния центров определить такое значение параметра p , при котором вероятность сбора и обработки информации на заданной линии достигает максимального значения, а число центров будет оптимальным.

В простейшем случае можно полагать, что интенсивность получения информации центрами является постоянной величиной в любой точке линии, а количество информации пропорционально размеру зоны влияния.

Пусть известна плотность вероятности распределения размера зоны влияния центра $f(x, p)$, $x \in [0, \infty)$. При двустороннем ограничении зоны предусматривается ее уменьшение

слева и справа на величину r , удовлетворяющую уравнению $\int_0^r f(z, p) dz = q$. Таким образом,

квантиль r представляет собой функцию, зависящую от вида плотности распределения f , значения ее параметра p и значения ограничительной (допусковой) вероятности q .

Полагая, что нормированная плотность вероятности зависит от значения параметра p и определяется константой C_p , плотность вероятности $f(x, p)$ при произвольном значении p можно представить как $C_p f(x, p)$. Тогда величину r_p следует определять из уравнения

$C_p \int_0^{r_p} f(z, p) dz - q = 0$. Также предположим, что известны конечное математическое ожидание

размера зоны $m = \int_0^{\infty} z f(z, p) dz$ и объем M квантуемой информации. В этом случае при указанных допущениях вероятность представления квантованной величины определяется выражением

$$P(p, r_p, C_p) = \left(C_p \int_{r_p}^{2m-r_p} f(z, p) dz \right)^{\left\lfloor \frac{M}{2(m-r_p)} + 1 \right\rfloor}. \quad (1)$$

Если же квантуемая величина является случайной, распределенной с функцией $G_Z(z)$, и имеет конечное математическое ожидание M_Z , то вероятность (1) может быть представлена следующим выражением (здесь индексы у аргументов для сокращения записи опущены):

$$P(p, r, C) = \int_0^{\infty} \left(C \int_r^{2m-r} f(u, p) du \right)^{\left\lfloor \frac{M_Z}{2(m-r)} + 1 \right\rfloor} dG(z). \quad (2)$$

Выражения (1) и (2) могут иметь максимальные значения вероятностей при известной величине пороговой вероятности q или, что равносильно, при определенном значении параметра p [1, 2]. В дальнейшем для конкретности изложения примем, что распределение размера зоны влияния нормальное и параметр влияния равен среднеквадратическому отклонению (СКО): $p = \sigma$.

Следует обратить внимание на то, что представление (1), (2) корректно. Это подтверждается следующим. Зоны влияния центров располагаются на линии одна за другой, примы-

кая вплотную друг к другу в соответствии со своими граничными значениями. При этом должно быть соблюдено следующее условие: математические ожидания $m_i = (1 + 2i)m - 2ir$, а СКО $\sigma_i = \frac{[(1 + 2i)m - 2ir]}{m} \sigma$, где i — номер зоны. Именно при таком представлении вариативность распределений, определяемая коэффициентом вариации $\eta_i = \sigma_i / m_i$, для всех центров остается неизменной и равной $\eta = \sigma / m$, что позволяет одну и ту же вероятность для любой зоны влияния возводить в степень, равную числу квантов.

Пример 1. Пусть известно, что плотность вероятности нормальная: $f(x, \sigma) = (1 / \sqrt{2\pi} \cdot \sigma) \exp\{- (x - m)^2 / 2\sigma^2\}$, $m = 10$, пороговая вероятность $q = 0,1$, а объем квантуемой информации постоянен и равен $M = 100$.

Интенсивность получения информации центрами во внимание не принимается. Требуется, изменяя значение σ , определить все параметры квантования при условии, что вероятность квантованной величины достигает максимального значения.

По формуле (1) была составлена программа решения задачи в среде MathCad 14. Параметр влияния изменялся в пределах $1, 2, \dots, 10$ с шагом, равным единице. Точность вычисления границ зоны влияния при $q = 0,1$ принята равной $0,01$, а точность вычисления основных искомых параметров определялась тремя знаками. Время реализации алгоритма составило порядка 10 мин.

Результаты численных расчетов приведены в таблице.

σ	C	r	P
1	1	8,72	0,133
2	1	7,44	0,167
3	1	6,17	0,166
4	1,006	5	0,207
5	1,023	4,14	0,2
6	1,05	3,6	0,188
7	1,083	3,3	0,218
8	1,118	3,13	0,196
9	1,154	3,05	0,172
10	1,198	3,03	0,147

Как следует из таблицы, наибольшие значения вероятности соответствуют двум значениям параметра влияния σ , равным 4 и 7: 0,207 и 0,218.

На рис. 1 показана зависимость $P(\sigma)$. Следует иметь в виду, что задача имеет целочисленное решение. Поэтому для получения более точного решения можно „сузить“ интервал изменения параметра σ и задать меньший размер шага (здесь же ограничимся полученным решением).

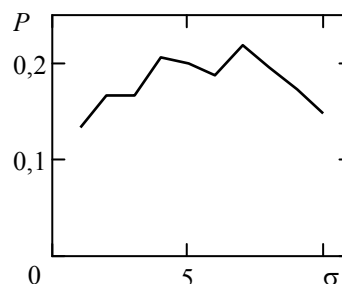


Рис. 1

Приведем численные результаты для параметров: оптимальное значение параметра влияния $\sigma_{\text{опт}} = 7$; величина одностороннего уменьшения зоны влияния $r_{\text{опт}} = 3,3$; длина

кванта $l_{\text{опт}} = 2(m - r_{\text{опт}}) = 13,4$. Число квантов, без учета неиспользуемой части зоны влияния последнего на линии центра, $n - 1 = \lfloor M / r_{\text{опт}} \rfloor = 7$, а с учетом этого фактора — $n = 8$, следовательно, $M(n = 7) = 13,4 \cdot 7 = 93,8$, $M(n = 8) = 13,4 \cdot 8 = 107,2$.

Учет количества оцениваемой информации. Отдельный центр обработки обладает возможностью сбора информации в области задания случайной величины $r \leq \hat{X} \leq 2m - r$, определяемой плотностью вероятности $f(x, \sigma)$ и граничным значением r , которое, в свою очередь, зависит от пороговой вероятности q .

Количество полученной или собранной информации (может быть и другая величина, например, количество товара, стоимость и др.) определяется не только возможностями центра в зоне его влияния, но и распределением информации в зоне влияния.

В предположении, что плотность распределения информации задается некоторой функцией $g(x)$, среднее количество информации определяется как

$$I = \int_r^{2m-r} g(z) f(z, \sigma) dz. \quad (3)$$

Пример 2. При значениях параметров, принятых для примера 1, положим:

$$g(x) = \begin{cases} \frac{c}{m-r}(x-r), & r \leq x \leq m, \\ \frac{c}{m-r}(2m-r-x), & m \leq x \leq 2m-r. \end{cases} \quad (4)$$

Пусть $c = 5$, а величины m, r, σ, q равны значениям для оптимального кванта (см. пример 1). Графические зависимости $g(x)$ и $f(x, \sigma_0)$ приведены на рис. 2.

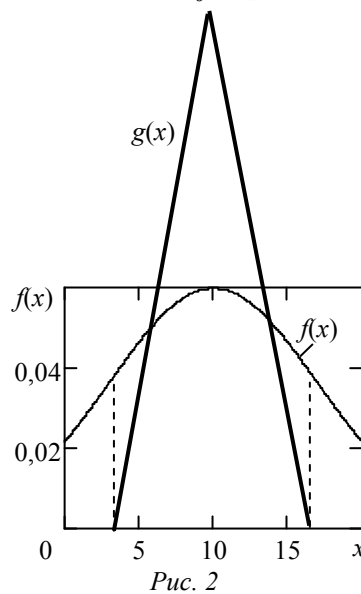


Рис. 2

Вычислив интеграл (3) с учетом уравнений (4), а также плотности вероятности $f(x, \sigma_0)$ и произведя суммирование полученных значений, определим в результате выполнения операции оценивания среднее количество информации: $I = 1,706$.

Гипотетически, если полагать, что все центры обработки находятся в одинаковых условиях, то общее количество информации составит около (оценка снизу) $1,706 \cdot 7 \approx 12$. В реальных условиях это может не соблюдаться.

Заключение. Предложена модель оптимального одномерного вероятностного квантования детерминированной или случайной величины и представления ее совокупностью равных квантов, при котором вероятность квантуемой величины достигает максимального значения. Величина оптимального кванта зависит от вероятностного распределения, порога ограничения и параметра влияния.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гришанин Б. А. Учет ценности информации в теории ценности информации // Изв. АН СССР. Сер. Техн. кибернетика. 1967. № 2.
2. Андронов А. М., Бокоев Т. И. Оптимальное в смысле заполнения квантование информации // Изв. АН СССР. Сер. Техн. кибернетика. 1979. № 3. С. 154—158.

Сведения об авторах

- Иван Юрьевич Парамонов** — канд. техн. наук, докторант; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург; E-mail: ivan_paramonov@mail.ru
- Владимир Александрович Смагин** — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра метрологического обеспечения, Санкт-Петербург; E-mail: va_smagin@mail.ru

Рекомендована отделом перспектив развития АСУ и связи

Поступила в редакцию
02.10.13 г.

УДК 621.372

С. И. ЗИАТДИНОВ

ФОРМИРОВАНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО СИГНАЛА С ЗАДАННОЙ НАЧАЛЬНОЙ ФАЗОЙ

Предложен алгоритм формирования аналитического сигнала с использованием фазовращателя, обеспечивающего любой, но постоянный фазовый сдвиг в заданном диапазоне частот. Рассмотрены конкретные примеры.

Ключевые слова: комплексный сигнал, аналитический сигнал, импульсная характеристика, фазовый сдвиг.

Комплексные сигналы наряду с действительными широко используются в разнообразных системах обработки информации. В общем виде комплексный сигнал можно представить выражением

$$z(t) = x(t) + jy(t),$$

где $x(t)$, $y(t)$ — вещественная и мнимая части комплексного сигнала.

В частном случае использования преобразования Гильберта вещественные сигналы $x(t)$ и $y(t)$ аналитического сигнала определяются из следующих соотношений [см. лит.]:

$$y(t) = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x(l)}{t-l} dl, \quad x(t) = -\frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{y(l)}{t-l} dl.$$

При этом принято считать, что сигналы $x(t)$ и $y(t)$ сопряжены по Гильберту.

Для гармонического сигнала $x(t) = \cos \omega_0 t$ сопряженный сигнал определяется выражением $y(t) = -\sin \omega_0 t$. В результате преобразователь Гильберта можно рассматривать как фазовращатель спектральных составляющих сигнала $x(t)$ на угол $-\pi/2$ с коэффициентом передачи, равным единице во всем частотном диапазоне.

Частотная передаточная функция и фазочастотная характеристика (ФЧХ) преобразователя Гильберта определяются следующим образом:

$$W(j\omega) = \begin{cases} -j & \text{при } \omega > 0, \\ j & \text{при } \omega < 0; \end{cases} \quad \varphi(\omega) = \begin{cases} -\pi/2 & \text{при } \omega > 0, \\ \pi/2 & \text{при } \omega < 0. \end{cases}$$

Представляет интерес определение двух составляющих $x(t)$ и $y(t)$ аналитического сигнала с заданным взаимным фазовым сдвигом φ_0 в определенном диапазоне частот:

$$\begin{cases} x(t) = \cos \omega_0 t, \\ y(t) = \cos(\omega_0 t + \varphi_0); \end{cases} \quad \varphi(\omega) = \begin{cases} \varphi_0 & \text{при } \omega > 0, \\ -\varphi_0 & \text{при } \omega < 0. \end{cases} \quad (1)$$

В частности, при $\varphi_0 = -\pi/2$ имеет место преобразование Гильберта.

Данная задача может быть решена с помощью преобразователя (фазовращателя), амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) и фазочастотная характеристика которого показаны на рис. 1, *a*, *б* соответственно, где ω_B — верхняя граничная частота АЧХ преобразователя.

Такой преобразователь имеет в полосе частот $\pm\omega_B$ коэффициент передачи, равный единице, и для положительных частот в диапазоне $\omega = 0 \dots \omega_B$ обеспечивает фазовый сдвиг φ_0 , а для отрицательных частот в диапазоне $\omega = -\omega_B \dots 0$ — фазовый сдвиг $-\varphi_0$. Фазовый сдвиг φ_0 может принимать любые как положительные, так и отрицательные значения.

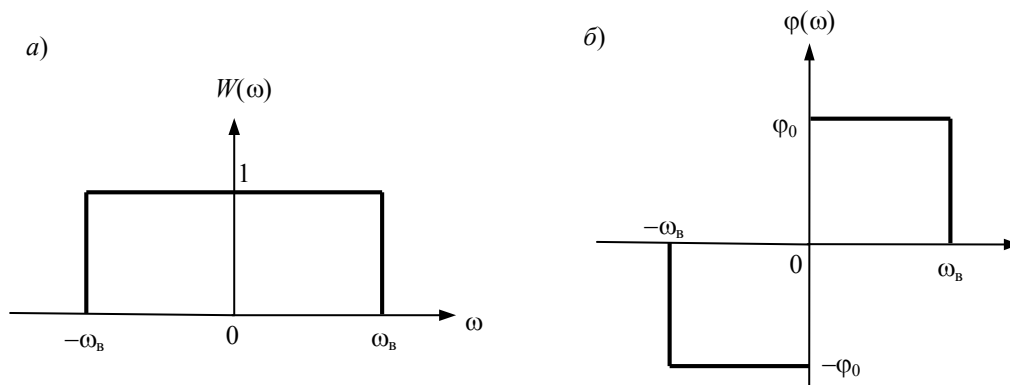


Рис. 1

Для конкретного входного сигнала $x(t)$ выходной сигнал преобразователя можно определить с помощью интеграла наложения

$$y(t) = \int_{-\infty}^t x(\tau) h(t - \tau) d\tau, \quad (2)$$

где $h(t)$ — импульсная характеристика преобразователя, определяемая, в свою очередь, выражением

$$h(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} W(j\omega) e^{j\omega t} d\omega.$$

С учетом соотношения (1) можно записать

$$\begin{aligned} h(t) &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\omega_B}^0 e^{-j\varphi_0} e^{j\omega t} d\omega + \frac{1}{2\pi} \int_0^{\omega_B} e^{j\varphi_0} e^{j\omega t} d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\omega_B}^0 e^{j(\omega t - \varphi_0)} d\omega + \frac{1}{2\pi} \int_0^{\omega_B} e^{j\varphi_0} e^{j(\omega t + \varphi_0)} d\omega. \end{aligned} \quad (3)$$

Используя в выражении (3) преобразование Лапласа $e^{j\varphi} = \cos \varphi + j \sin \varphi$, после несложных тригонометрических преобразований получаем

$$h(t) = \frac{1}{\pi} \int_0^{\omega_B} \cos(\omega t + \varphi_0) d\omega = \frac{2}{\pi t} \sin \frac{\omega_B t}{2} \cos \left(\frac{\omega_B t}{2} + \varphi_0 \right).$$

Ранее отмечалось, что фазовый сдвиг φ_0 может быть как положительным, так и отрицательным. В частных случаях можно записать:

$$\varphi_0 = \mp \pi / 2, \quad h(t) = \pm \frac{2}{\pi t} \sin^2 \frac{\omega_B t}{2}; \tag{4a}$$

$$\varphi_0 = \mp \pi / 4, \quad h(t) = \sqrt{2} \cdot \frac{1}{\pi t} \left(\cos \frac{\omega_B t}{2} \pm \sin \frac{\omega_B t}{2} \right) \sin \frac{\omega_B t}{2}; \tag{4б}$$

$$\varphi_0 = \mp \pi / 6; \quad h(t) = \frac{1}{\pi t} \left(\sqrt{3} \cdot \cos \frac{\omega_B t}{2} \pm \sin \frac{\omega_B t}{2} \right) \sin \frac{\omega_B t}{2}, \tag{4в}$$

$$\varphi_0 = 0; \quad h(t) = \frac{1}{\pi t} \sin \omega_B t. \tag{4г}$$

Для входного сигнала $x(t) = \cos \omega_0 t$ с использованием соотношений (2) и (4a)—(4г) были рассчитаны выходные сигналы преобразователя $y(t)$, временные реализации которых для значений фазовых сдвигов φ_0 , равных 0, -45° и -90° , приведены на рис. 2.

Рассмотрим вариант построения преобразователя (фазовращателя), работающего с сигналом в диапазоне частот $\omega = \omega_1 \dots \omega_2$. АЧХ и ФЧХ такого преобразователя показаны на рис. 3, а, б соответственно.

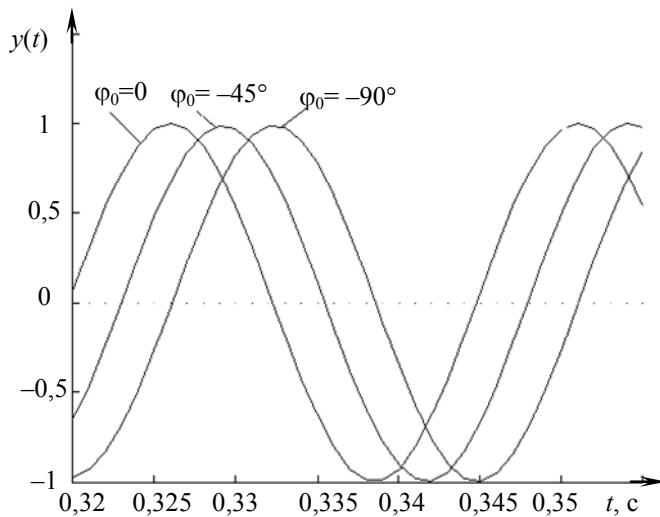


Рис. 2

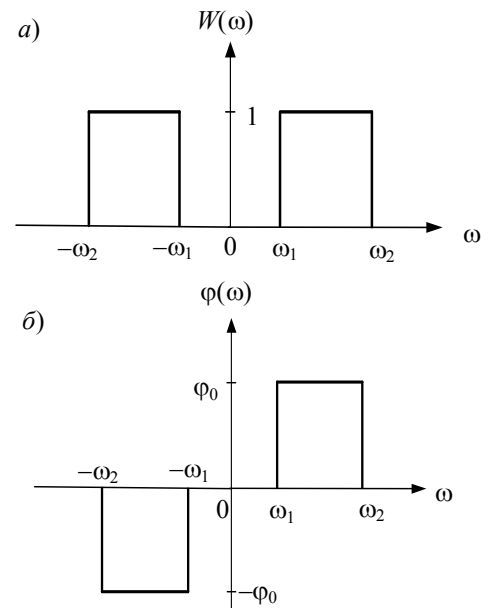


Рис. 3

Найдем импульсную характеристику рассматриваемого преобразователя:

$$\begin{aligned} h(t) &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\omega_2}^{-\omega_1} e^{-j\varphi_0} e^{j\omega t} d\omega + \frac{1}{2\pi} \int_{\omega_1}^{\omega_2} e^{j\varphi_0} e^{j\omega t} d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\omega_2}^{-\omega_1} e^{j(\omega t - \varphi_0)} d\omega + \frac{1}{2\pi} \int_{\omega_1}^{\omega_2} e^{j(\omega t + \varphi_0)} d\omega. \end{aligned} \tag{5}$$

После несложных тригонометрических преобразований в уравнении (5) получим

$$h(t) = \frac{2}{\pi t} \sin \frac{(\omega_2 - \omega_1)t}{2} \cos \left[\frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2} + \varphi_0 \right].$$

В частных случаях можно записать:

$$\varphi_0 = \mp \pi / 2, \quad h(t) = \pm \frac{2}{\pi t} \sin \frac{(\omega_2 - \omega_1)t}{2} \sin \frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2};$$

$$\varphi_0 = \mp \pi / 4, \quad h(t) = \sqrt{2} \cdot \frac{1}{\pi t} \sin \frac{(\omega_2 - \omega_1)t}{2} \left[\cos \frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2} \pm \sin \frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2} \right];$$

$$\varphi_0 = \mp \pi / 6, \quad h(t) = \frac{1}{\pi t} \sin \frac{(\omega_2 - \omega_1)t}{2} \left[\sqrt{3} \cdot \cos \frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2} \pm \sin \frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2} \right];$$

$$\varphi_0 = 0, \quad h(t) = \frac{1}{\pi t} \sin \frac{(\omega_2 - \omega_1)t}{2} \cos \frac{(\omega_2 + \omega_1)t}{2}.$$

Рассмотренный алгоритм построения фазовращателя позволяет моделировать аналитический сигнал с произвольным взаимным фазовым сдвигом вещественной и мнимой составляющих в заданном диапазоне частот.

ЛИТЕРАТУРА

Гоноровский И. С. Радиотехнические цепи и сигналы. М.: Радио и связь, 1986. 512 с.

Сведения об авторе

Сергей Ильич Зиатдинов — д-р техн. наук, профессор; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, кафедра информационно-сетевых технологий; E-mail: kaf53@guar.ru

Рекомендована кафедрой
информационно-сетевых технологий

Поступила в редакцию
11.03.14 г.

УДК 921.01

Л. В. ЕФРЕМОВ

ЭФФЕКТИВНЫЙ МЕТОД УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ТРЕНИЯ МАШИН

Рассматривается эффективный метод ускоренных ресурсных испытаний узла трения машин в целях оценки его гамма-процентного ресурса. Метода основан на параметрической модели типа „Веер“ процесса изнашивания узлов путем измерения степени износов способом искусственных баз.

Ключевые слова: вероятность, выборка, испытания, нагрузка, отказ, распределение, ресурс.

Для оценивания показателей долговечности машин (гамма-процентных ресурсов, сроков службы и др.) применяются различные методы ускоренных ресурсных испытаний с учетом особенностей изучаемых процессов. Известны цензурированные, параметрические и комбинированные методы испытаний с использованием соответствующих вероятностных

моделей (типа „Усталость“, „Тренд“, „Верр“, „Экспонента“ и пр.) [1]. Экономическая эффективность и достоверность результатов таких испытаний зависят от ряда факторов, в частности от объема выборки измерений, способа контроля и обнаружения отказа, продолжительности и числа сеансов испытаний.

В основу рассматриваемого в настоящей статье метода положен отраслевой стандарт [2], который содержит описание ускоренных ресурсных испытаний пробкового крана с помощью метода искусственных баз (метода лунок) по ГОСТ 23.301-78 [3].

Сущность метода иллюстрируется рис. 1, где представлена схема нарезания лунок на поверхности трения и приведен способ оценивания глубины износа Δh по уменьшению длины лунки от начального значения l_n до конечного l_k (а); общий вид прибора УПОИ-6 показан на рис. 1, б.

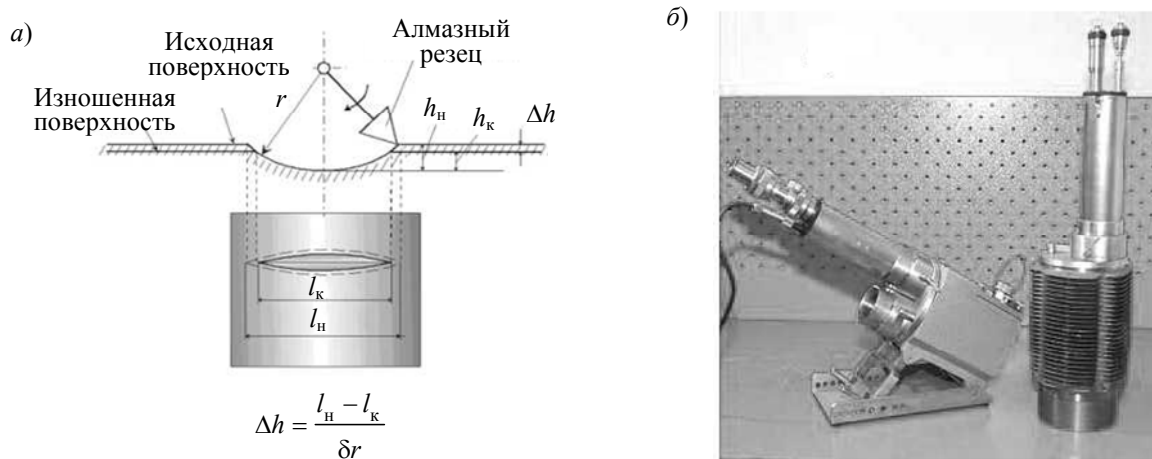


Рис. 1

Оригинальность применения метода заключается в том, что на поверхности трения нарезается не одна лунка, а несколько (в данном случае 42 лунки): это позволяет получить большой объем выборки измерений при испытаниях всего лишь одного образца. Такой способ измерения степени износа после отработки заданного числа циклов возвратно-вращательного движения пробкового крана (1000 циклов) позволяет повысить достоверность оценки случайной погрешности, равной среднеквадратическому отклонению (СКО). В этом заключается первое преимущество предлагаемого метода — вместо 42 образцов испытывается всего лишь один.

Второе преимущество метода связано с линейной моделью изнашивания узла трения после периода приработки, что позволяет не доводить объект до предельного износа, а прервать периодические сеансы измерений при частичной наработке, равной, например, 10—40 % от назначенного ресурса (рис. 2).

На рис. 2 приняты следующие обозначения: 1 — износ после периода приработки T_0 ; 2 — износ после j -го сеанса испытаний T_i ; 3 — предельный износ при достижении назначенного ресурса T_h ; 4 — дисперсия измерений; 5 — медианный процесс изнашивания.

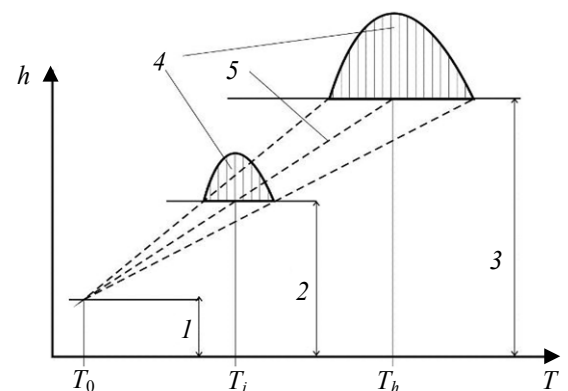


Рис. 2

Указанные принципы были положены в основу эффективного алгоритма испытаний на примере ускоренных ресурсных испытаний коренных подшипников шестицилиндрового четырехтактного дизеля. Одновременно ставилась задача не только оценить ресурс каждого подшипника, но и выявить зависимость этого показателя от места расположения (номера) подшипника на оси вала. Схема

расположения подшипников вдоль оси коленчатого вала показана на рис. 3, где 1—7 — номера подшипников, пунктир — эпюра изгибающего момента.

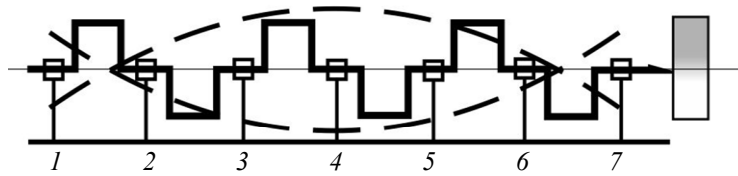


Рис. 3

Для решения поставленной задачи при основном процессе деградации — изнашивании — использовались следующие исходные данные: материал вкладышей — баббит; предельно-допустимый износ — 0,15 мм; назначенный ресурс 7000 ч; количество подшипников — 7; частота вращения вала — 350 об/мин, соответствующая частоте рабочих циклов $350/2 = 175$ циклов/мин (для четырехтактных дизелей).

Исследовался износ нижних вкладышей, на поверхностях которых было нарезано по 25 лунок в соответствии со схемой подготовки подшипника к испытаниям методом лунок (рис. 4).

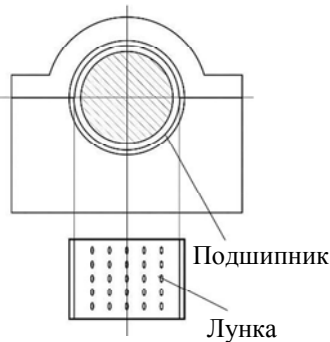


Рис. 4

Алгоритм ускоренных ресурсных испытаний подшипников содержит следующие этапы и операции. На подготовительном этапе необходимо в первую очередь выбрать наиболее качественные образцы вкладышей с проверкой твердости их поверхностей. Далее следует выполнить первичные измерения всех лунок для формирования исходной базы данных. К нарезанию и обмерам лунок должны допускаться аттестованные операторы. Ресурсные испытания подшипников выполняются во время стендовых испытаний двигателя. Продолжительность испытаний должна составлять не менее 10—15 % от назначенного ресурса (например, 750 ч). Это время разбивается на n сеансов, например $n = 3$, не считая периода приработки (10 ч). По завершении каждого j -го сеанса исследуемые подшипники выкатываются и измеряется износ в каждой i -й лунке. Таким образом, для каждого подшипника можно сформировать матрицу износов, которая состоит из 3 столбцов и 25 строк (см. таблицу: матрица выделена полужирным). Для демонстрации методики применялся генератор случайных чисел для распределения Вейбулла [4].

i	Приработка при T_0	h_j , мм, при T_{ij} , ч		
	10	250	500	750
1	0,001	0,0041	0,0071	0,0103
2	0,001	0,0043	0,0074	0,0105
3	0,001	0,0044	0,0077	0,0105
4	0,001	0,0045	0,0078	0,0112
.....				
22	0,001	0,0051	0,0095	0,0137
23	0,001	0,0052	0,0097	0,0137
24	0,001	0,0054	0,0098	0,014
25	0,001	0,0055	0,0099	0,0144

Эта матрица является базой данных для расчета износостойкости C_i и прогнозируемого ресурса R_i :

$$C_{ij} = \frac{T_{ij} - T_0}{h_{ij} - h_0}, \quad R_{ij} = C_{ij} (h_{\text{пр}} - h_0), \quad (1)$$

где T_0 и h_0 — время и износ после периода приработки; T_{ij} и h_{ij} — время и износы после j -го сеанса испытаний; $h_{пр}$ — предельно-допустимый износ.

Для проверки гипотезы о постоянстве износостойкости при нормальной эксплуатации был проведен сравнительный анализ рассчитанных средних ресурсов по сеансам (9800,17, 9889,19, 9920,36). Малое различие этих значений (около 1 %) подтверждает постоянство параметра C и возможность применения вероятностной модели типа „Вейер“. В этом случае можно допустить объединение векторов ресурсов по сеансам с ранжированием объединенного вектора выборки объемом $25n = 75$.

Рассмотренные операции являются подготовительным этапом для определения параметров (формы b и масштаба a) распределения Вейбулла в целях оценки гамма-процентного ресурса $R(\gamma)$. В данном случае для отказов, вызванных износом, принимается $\gamma = 0,8$.

Предусмотрено два способа оценки параметров a и b : приближенный способ заключается в применении метода моментов и эмпирических формул для оценки коэффициента вариации V и математического ожидания прогнозируемого ресурса $R_{ср}$ по объединенной выборке:

$$a = R_{ср} / K(b), \text{ где } K(b) = 0,885 + 0,45 \left(\frac{1}{b} - 0,49 \right)^2;$$

$$b = \begin{cases} 0,953 / (V - 0,047), & \text{если } V \geq 0,25, \\ 1,037 / V^{1,07}, & \text{если } V < 0,25. \end{cases} \quad (2)$$

В данном примере при $R_{ср} = 12\,449,8$ ч и $V = 0,417$ получаем $a = 13\,973,9$ и $b = 2,67$.

Второй более точный способ основан на построении эмпирического распределения вероятности по формуле

$$P_i = 1 - i/N, \quad (3)$$

где $N = 75$ — объем выборки, с последующим уточнением параметров распределения одним из известных методов.

В литературе, как правило, рекомендуется применять метод наименьших квадратов или метод максимального правдоподобия. Однако наибольшую достоверность можно обеспечить с помощью оператора Minerr в редакторе MathCad13 и выше [1].

На рис. 5 приведены зависимости распределения вероятности (a) и плотности распределения (b), где 1, 2 — эмпирическое и теоретическое распределение вероятности; 3 — уровень 80 %-ного ресурса; 4, 5 — эмпирическая и теоретическая плотность распределения.

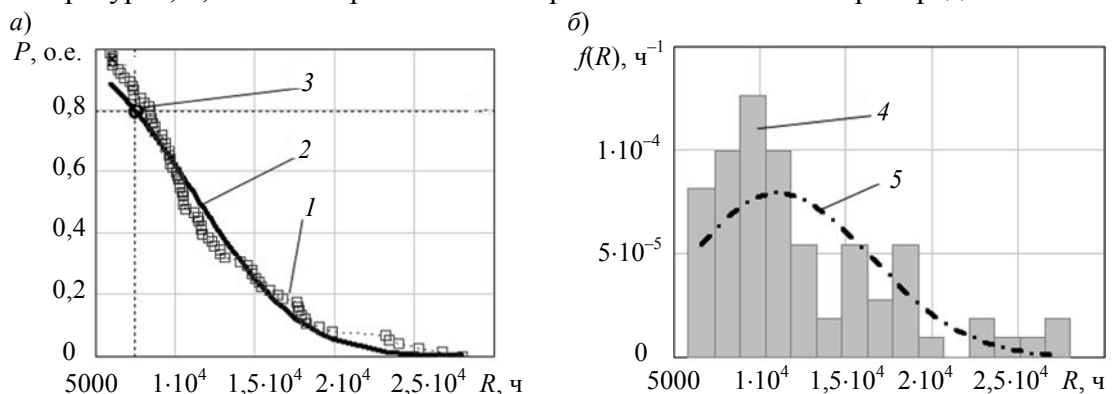


Рис. 5

Расчеты, выполненные по предлагаемой методике ускоренных ресурсных испытаний, показали, что 80 %-ный ресурс подшипника составляет 7110 ч и превышает назначенный ресурс (7000 ч). Следует отметить, что предложенный метод позволил оценить эту величину при коэффициенте ускорения испытаний $k = R(80\%) / 750 \approx 9,5$.

Фрагмент программы в редакторе MathCad показан на рис. 6.

ВБР $p_i := 1 - \frac{ii}{no}$

Целевая функция

$pp(Tt, bb, aa) := \exp\left[-\left(\frac{Tt}{aa}\right)^{bb}\right]$ Уравнение $res(bb, aa) := p - pp(Tt, bb, aa)$

Решение Given $0 = res(bb, aa)$

$\begin{pmatrix} b \\ a \end{pmatrix} := \text{Minerr}(bb, aa)$ $\begin{pmatrix} b \\ a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 3.181 \\ 1.139 \times 10^4 \end{pmatrix}$ $a = 11394.809$ $b = 3.181$

Результаты

$Kbb := \Gamma\left(1 + \frac{1}{b}\right)$ $Vv := \frac{\sqrt{\Gamma\left(1 + \frac{2}{b}\right) - Kbb^2}}{Kbb}$ $Rvs := a \cdot Kbb$ $RV(\gamma) := a \cdot \ln\left(\frac{1}{\gamma}\right)^{\frac{1}{b}}$

$Pv(t) := \exp\left[-\left(\frac{t}{a}\right)^b\right]$ $\lambda V(t) := \frac{b}{a} \cdot \left(\frac{t}{a}\right)^{b-1}$ $\overline{fV}(t) := Pv(t) \cdot \lambda V(t)$ $Vv = 0.345$

Коэффициент корреляции (согласие) $KOR := \text{corr}(p, Pv(Tt))$ $KOR = 0.99$

Ресурсы $Rvs = 10202.797$ $RV(50\%) = 10154.549$ $RV(80\%) = 7110.4$

Рис. 6

Исследования и расчеты были выполнены для всех семи подшипников с моделированием зависимости их долговечности (ресурса) от места расположения (номера M) подшипника (рис. 7). Как видно, ресурс подшипников, расположенных посередине коленчатого вала, заметно ниже, чем подшипников, расположенных по краям.

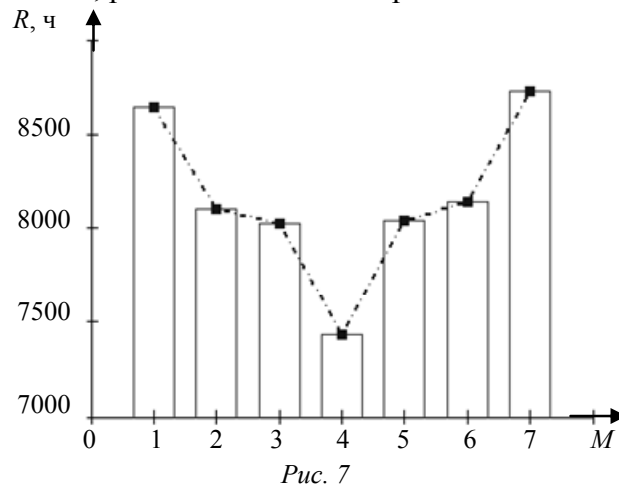


Рис. 7

Это явление объясняется действием сильного внутреннего неуравновешенного момента, который можно оценить по формуле

$$K = \sqrt{\left[\sum_{y=1}^z L_y \mu_y \cos(v\varphi_y) \right]^2 + \left[\sum_{y=1}^z L_y \mu_y \sin(v\varphi_y) \right]^2},$$

где y — номер цилиндра, L_y — расстояние от последнего цилиндра до y -го, μ_y — относительная масса y -го цилиндра, φ_y — угол поворота коленчатого вала до вспышки в y -м цилиндре, v — порядок колебаний (1 или 2).

Эта формула входит в пакет программ по расчету динамических нагрузок в двигателях внутреннего сгорания [5].

Рассмотренные в данной статье методы расчета имеют полное программное обеспечение в редакторе MathCad.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремов Л. В. Практика вероятностного анализа надежности техники с применением компьютерных технологий. СПб: Наука, 2008.
2. ОСТ 26-07-2040-81. Арматура трубопроводная. Испытания ускоренные ресурсные. Общие требования к построению методик ускоренных испытаний. Введ. с 01.01.83. М., 1982.
3. ГОСТ 23.301-78. Обеспечение износостойкости изделий. Приборы для измерения износа методом вырезанных лунок. Технические требования. Введ. с 01.01.80. М.: Изд-во стандартов, 1980.
4. Ефремов Л. В. Вероятностные проблемы ресурсных испытаний. СПб: Art-Xpress, 2014.
5. Ефремов Л. В., Тузов Л. В. Динамика судовых и стационарных двигателей: Учеб. пособие. Л: СЗПИ, 1982.

Сведения об авторе

Леонид Владимирович Ефремов — д-р техн. наук, профессор; Санкт-Петербургский политехнический университет, кафедра машиноведения и основ конструирования;
E-mail: levlefr@mail.ru

Рекомендована кафедрой
машиноведения и основ конструирования

Поступила в редакцию
16.05.14 г.

УДК 621.313

А. И. КОРШУНОВ

ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ МОМЕНТ СИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОСТОЯННЫМИ МАГНИТАМИ

Представлено выражение для электромагнитного момента синхронного двигателя с постоянными магнитами, полученное двумя способами. Показано полное совпадение результатов.

Ключевые слова: синхронный двигатель с постоянными магнитами, электромагнитный момент.

Введение. Широкое распространение синхронного двигателя с постоянными магнитами (СДПМ) на роторе как в регулируемых, так и в нерегулируемых электроприводах требует анализа не только стационарных, но и переходных режимов работы двигателя. Так, например, проблема устойчивости СДПМ возникает и в нерегулируемых электроприводах, не имеющих обратных связей [1]. Анализ устойчивости, в свою очередь, требует описания как электромагнитных, так и электромеханических переходных процессов. Для описания электромеханических переходных процессов необходимо выразить мгновенное значение электромагнитного момента СДПМ через мгновенные значения токов статора. В настоящей статье представлен вывод такого выражения.

Вывод выражения для мгновенного значения электромагнитного момента. При выводе формулы электромагнитного вращающего момента электрической машины переменного тока применяются два способа [2]: в соответствии с первым определяется действующий на статор момент, „возникающий в результате взаимодействия поля в воздушном зазоре и токов в обмотке статора“, и учитывается, что „момент, действующий на ротор, всегда равен и противоположен по знаку моменту, действующему на статор“; согласно второму способу электромагнитный „вращающий момент может быть вычислен также и по запасенной в магнитном поле энергии“.

В настоящей статье выражение для мгновенных значений электромагнитного вращающего момента СДПМ получено двумя указанными способами. При этом приняты обычные упрощающие допущения:

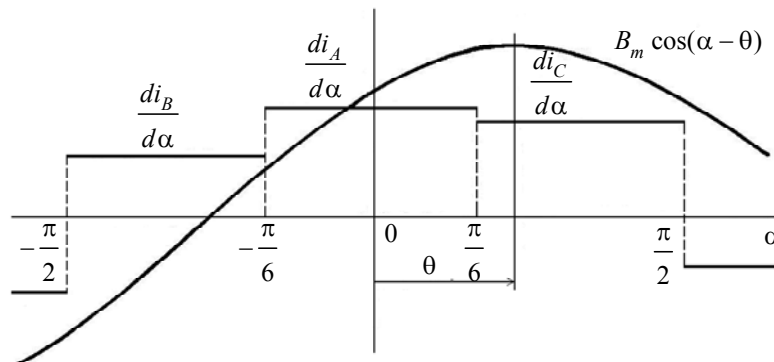
- отсутствуют насыщение, гистерезис и вихревые токи в магнитной цепи, а также не происходит вытеснение тока в проводниках обмотки;
- обмотки статора обладают полной симметрией;
- магнитная индукция, создаваемая магнитами ротора в воздушном зазоре, распределена по синусоидальному закону и не зависит от токов статора;
- индуктивности и взаимоиндуктивности обмоток статора не зависят от положения ротора.

Положим СДПМ двухполюсным с трехфазной обмоткой статора, соединенной звездой. В отличие от общепринятого допущения [1, 3, 4] о синусоидальном распределении намагничивающей силы обмоток статора в зазоре электрической машины, будем рассматривать реальное текущее распределение линейной нагрузки статора, поскольку электромагнитный момент создается взаимодействием реального тока обмотки статора с магнитным полем ротора. Будем учитывать только составляющую магнитной индукции в зазоре, создаваемую магнитами ротора, поскольку составляющая индукции, вызванная токами статора, не может создать вращающий момент, действующий на статор.

Первый способ. Распределение текущей плотности токов (угловой нагрузки) $\frac{di_A}{d\alpha}$, $\frac{di_B}{d\alpha}$, $\frac{di_C}{d\alpha}$ на полюсном делении машины, измеренном в угловых радианах, показано на рисунке. Очевидно, полагая распределение токов фазовых обмоток равномерным вдоль поверхности статора, получаем

$$\frac{di_j}{d\alpha} = \pm i_j W / \frac{\pi}{3} = \pm \frac{3}{\pi} i_j W, \quad j=A, B, C, \quad (1)$$

где i_j — мгновенное значение тока в фазе j ; W — число витков фазовой обмотки; α — угол, отсчитываемый от плоскости фазы A в направлении вращения поля при заданной последовательности фаз; знак „+“ относится к фазе A , знак „-“ — к фазам B и C .



На рисунке также показано синусоидальное распределение магнитной индукции $B(\alpha)$, создаваемой в воздушном зазоре магнитами ротора. Положение максимума индукции определяется углом θ , отсчитываемым от плоскости обмотки фазы A до оси того полюса ротора, на который при $\theta = 0$ действует электромагнитный момент в направлении вращения поля статора при токе $i_A > 0$.

Электромагнитный момент, создаваемый элементарным током статора $di = \frac{di}{d\alpha} d\alpha$, взаимодействующим с полем ротора, определяется выражением [5]

$$dM_{эм} = B(\alpha) \frac{di}{d\alpha} R l d\alpha, \quad (2)$$

где R — расстояние от оси машины до проводников статора, l — длина активной части ротора.

Интегрируя выражение (2) в пределах полюсного деления, получаем

$$\begin{aligned} M_{эм} &= 2 \int_{-\pi/2}^{\pi/2} dM_{эм} = \\ &= 2RlB_m \frac{3W}{\pi} \left[-i_B \int_{-\pi/2}^{-\pi/6} \cos(\alpha - \theta) d\alpha + i_A \int_{-\pi/6}^{\pi/6} \cos(\alpha - \theta) d\alpha - i_C \int_{\pi/6}^{\pi/2} \cos(\alpha - \theta) d\alpha \right] = \\ &= c \left[-i_B \cos\left(\theta + \frac{\pi}{3}\right) + i_A \cos\theta - i_C \cos\left(\theta - \frac{\pi}{3}\right) \right] = \\ &= c \left[i_B \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + i_A \cos\theta + i_C \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right], \quad (3) \end{aligned}$$

где $c = \frac{6}{\pi} B_m W R l$.

Полученное выражение для мгновенных значений $M_{эм}$ справедливо как в переходных, так и в стационарных режимах, поскольку учитывает мгновенные значения фазных токов.

Заметим для полноты картины, что выражение для $M_{эм}$ можно получить, используя разложение функции $\frac{di}{d\alpha}(\alpha)$ в ряд Фурье:

$$\frac{di}{d\alpha}(\alpha) = \sum_{k=1}^{\infty} \left(\frac{di}{d\alpha} \right)_{km} \cos(k\alpha + \psi_k),$$

где ψ — начальная фаза k -й гармоники.

Подставив этот ряд в формулу (3) и выполнив интегрирование, получим

$$M_{эм} = 2 \int_{-\pi/2}^{\pi/2} dM_{эм} = 2RlB_m \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \sum_{k=1}^{\infty} \left(\frac{di}{d\alpha} \right)_{km} \cos(k\alpha + \psi_k) \cos(\alpha - \theta) d\alpha = 2RlB_m \left(\frac{di}{d\alpha} \right)_{1m} \cos(\psi_1 + \theta).$$

Таким образом, в создании вращающего момента СДПМ участвует только первая гармоника графика распределения токов фазовых обмоток (см. рисунок).

Очевидно, что для анализа динамических процессов в СДПМ полученное для $M_{эм}$ выражение (3) значительно проще, чем последнее.

В стационарном режиме подстановка уравнений

$$i_A = I_m \cos(\omega t + \psi), \quad i_B = I_m \cos\left(\omega t + \psi - \frac{2\pi}{3}\right), \quad i_C = I_m \cos\left(\omega t + \psi + \frac{2\pi}{3}\right) \quad (4)$$

в формулу (3) при синхронном вращении ротора, которое описывается выражением

$$\theta = \omega t + \theta_0, \quad (5)$$

позволяет определить постоянный электромагнитный момент

$$M_{эм} = \frac{3}{2} c I_m \cos(\omega t + \psi - \theta) = c_M I_m \cos(\psi - \theta_0), \quad (6)$$

где

$$c_M = \frac{3}{2} c = \frac{9}{\pi} B_m W R l. \quad (7)$$

При $t=0$ и $\psi=0$ поле статора, как известно, направлено по оси обмотки фазы A , т.е. перпендикулярно плоскости обмотки. При $t=0$ и $\psi>0$ поле статора повернуто на угол ψ относительно оси обмотки фазы A в направлении вращения поля. Если угол поворота ротора θ отсчитывать не от плоскости, а от оси обмотки фазы A до оси указанного выше полюса ротора, то, подставляя $\theta=\omega t + \theta_0 + \pi/2$ в формулу (6), получаем

$$M_{\text{эм}} = c_M I_m \sin(\psi - \theta_0). \quad (8)$$

Таким образом, *электромагнитный момент СДПМ в стационарном режиме пропорционален синусу угла между осями поля ротора и поля статора.*

По формуле (8) можно определить мгновенное значение $M_{\text{эм}}$ и в переходном режиме, если мгновенные значения фазных токов, удовлетворяющих первому закону Кирхгофа

$$i_A + i_B + i_C = 0, \quad (9)$$

представить в виде трехфазной симметричной системы (4), определив I_m и ψ .

Заметим, что полученное в работе [2] аналогичное выражение для электромагнитного момента $M_{\text{эм}}$ отличается от выведенных для стационарного режима формул (6) и (8) значением B_m , включающим составляющую индукции, создаваемую в зазоре токами статора, и углами, отсчитываемыми от/до вектора B_m (см. [2, рис. 2—10, углы φ и δ]). Последнее менее удобно, поскольку значение B_m определяется не только положением ротора, но и токами статора.

Второй способ вывода формулы электромагнитного вращающего момента СДПМ основывается на балансе мощностей: электромагнитной мощности, потребляемой из сети, механической мощности, потребляемой от источника механической энергии, и мощности, затрачиваемой на изменение внутренней электромагнитной и механической энергии машины. Заметим, что указанные мощности могут быть как положительными, так и отрицательными.

Суммарная мощность, потребляемая от источника внешней механической силы и из электрической сети, определяется выражением

$$P_{\text{п}} = P_{\text{м}} + P_{\text{эм}}, \quad (10)$$

где $P_{\text{м}} = M_{\text{в}} \frac{d\theta}{dt}$, $M_{\text{в}}$ — момент внешних сил на валу СДПМ; $\frac{d\theta}{dt}$ — частота вращения ротора;

$$\begin{aligned} P_{\text{эм}} &= i_A \frac{d}{dt}(\psi_A + \psi_{\theta A}) + i_B \frac{d}{dt}(\psi_B + \psi_{\theta B}) + i_C \frac{d}{dt}(\psi_C + \psi_{\theta C}) = \\ &= \left[i_A \frac{d}{dt} \psi_A + i_B \frac{d}{dt} \psi_B + i_C \frac{d}{dt} \psi_C \right] + \left[i_A \frac{d}{dt} \psi_{\theta A} + i_B \frac{d}{dt} \psi_{\theta B} + i_C \frac{d}{dt} \psi_{\theta C} \right]; \end{aligned}$$

здесь $i_j, \psi_j, j = A, B, C$, — соответственно ток в j -й фазе и потокосцепление обмотки j -й фазы, созданное токами фаз обмотки статора; $\psi_{\theta j}, j = A, B, C$, — потокосцепление обмотки j -й фазы, созданное магнитным полем постоянных магнитов ротора, зависящее от угла θ поворота ротора.

Учитывая, что $\psi_{\theta A} = \Psi_m \cos \theta, \psi_{\theta B} = \Psi_m \cos(\theta - 2\pi/3), \psi_{\theta C} = \Psi_m \cos(\theta + 2\pi/3)$, где Ψ_m — амплитуда потокосцепления, получаем второе слагаемое в формуле $P_{\text{эм}}$ в следующем виде:

$$i_A \frac{d}{dt} \psi_{\theta A} + i_B \frac{d}{dt} \psi_{\theta B} + i_C \frac{d}{dt} \psi_{\theta C} = -\Psi_m \left[i_A \sin \theta + i_B \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + i_C \sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right] \frac{d\theta}{dt}.$$

Мощность, затрачиваемая на изменение кинетической энергии вращения $W_{\text{к}}$ и электромагнитной энергии $W_{\text{эм}}$ электрической машины, определяется выражением

$$P_{\text{вн}} = P_{\text{к}} + P_{\text{эм вн}}, \quad (11)$$

где

$$P_{\text{к}} = \frac{dW_{\text{к}}}{dt} = \frac{d}{dt} \left[\frac{1}{2} J \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right] = J \frac{d\theta}{dt} \frac{d^2\theta}{dt^2},$$

здесь J — суммарный момент инерции ротора и нагрузки;

$$P_{\text{эм вн}} = \frac{dW_{\text{эм вн}}}{dt} = \frac{d}{dt} \left[\frac{1}{2} L (i_A^2 + i_B^2 + i_C^2) + M (i_A i_B + i_A i_C + i_B i_C) \right] = (Li_A + Mi_B + Mi_C) \frac{di_A}{dt} + \\ + (Li_B + Mi_A + Mi_C) \frac{di_B}{dt} + (Li_C + Mi_A + Mi_B) \frac{di_C}{dt} = \Psi_A \frac{di_A}{dt} + \Psi_B \frac{di_B}{dt} + \Psi_C \frac{di_C}{dt},$$

где L и M — индуктивность фазовой обмотки и взаимоиндуктивность между фазовыми обмотками.

Согласно закону сохранения энергии $P_{\text{п}} = P_{\text{вн}}$; подставляя в это равенство выражения (10) и (11), после несложных преобразований получаем

$$J \frac{d^2\theta}{dt^2} = M_{\text{эм}} + M_{\text{в}}, \quad (12)$$

где

$$M_{\text{эм}} = -\Psi_m \left[i_A \sin \theta + i_B \sin \left(\theta - \frac{2\pi}{3} \right) + i_C \sin \left(\theta + \frac{2\pi}{3} \right) \right]. \quad (13)$$

Различие в выражениях (3) и (13) состоит в постоянном множителе и способе отсчета угла θ . Если угол θ , входящий в формулу (3), отсчитывать не от плоскости обмотки фазы A , а от ее оси, т.е. вместо θ подставить $\pi/2 + \theta$, получим

$$M_{\text{эм}} = -c \left[i_A \sin \theta + i_B \sin \left(\theta - \frac{2\pi}{3} \right) + i_C \sin \left(\theta + \frac{2\pi}{3} \right) \right]. \quad (14)$$

Для доказательства совпадения постоянных коэффициентов $c = \frac{6}{\pi} B_m W R l$ и Ψ_m воспользуемся формулой ЭДС вращения, наводимой в фазе A магнитным полем ротора [1]:

$$e_A = \frac{6}{\pi} B_m W R l \sin \theta \cdot \frac{d\theta}{dt}. \quad (15)$$

Сравним формулу (15) с этой же ЭДС, выраженной через потокосцепление $\Psi_{\theta A} = \Psi_m \cos \theta$:

$$e_A = -\frac{d\Psi_A}{dt} = -\frac{d}{dt} \Psi_m \cos \theta = \Psi_m \sin \theta \cdot \frac{d\theta}{dt}. \quad (16)$$

Сравнив выражения (15) и (16), получим

$$\Psi_m = \frac{6}{\pi} B_m W R l = c.$$

Заключение. Таким образом, двумя способами получено выражение для электромагнитного момента синхронного двигателя с постоянными магнитами через мгновенные значения токов статора, необходимое для анализа динамических процессов в двигателе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Коршунов А. И. Построение математической модели синхронного двигателя с постоянными магнитами на роторе // Электротехника. 2009. № 1. С. 19—26.
2. Ковач К. П., Рац И. Переходные процессы в электрических машинах переменного тока. М. — Л.: Госэнергоиздат, 1963.

3. Сипайлов Г. А., Кононенко Е. В., Хорьков К. А. Электрические машины (специальный курс). М.: Высш. школа, 1987.
4. Лайон В. Анализ переходных процессов в электрических машинах переменного тока. М. — Л.: Госэнергоиздат, 1958.
5. Мартин Т. Л. Физические основы электротехники. М. — Л.: Госэнергоиздат, 1961.

Сведения об авторе

Анатолий Иванович Коршунов — д-р техн. наук, профессор; Военно-морской политехнический институт ВУНЦ ВМФ „Военно-морская академия им. Н. Г. Кузнецова“, кафедра радиоэлектроники, Санкт-Петербург; E-mail: a.i.korshunov@mail.ru

Рекомендована кафедрой
радиоэлектроники

Поступила в редакцию
07.01.14 г.

УДК 513; 535

С. Н. ГУЗЕВИЧ

МОДЕЛЬ ЗРИТЕЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассматривается модель зрительных измерений, основанная на методе центрального проецирования образов объектов с помощью парной проективной системы координат, что позволяет обеспечить относительность, детерминированность, контролируемость и достоверность измерений.

Ключевые слова: зрение, метод центрального проецирования, парная проективная система координат, отображение, образ, луч.

Введение. Зрение — как основное физиологическое средство познания человеком окружающего мира — позволяет ему получать представление о величине, форме и цвете предметов, их взаимном расположении и расстоянии между ними. Принципы и методы, аналогичные функциям зрительной системы, положены в основу построения технических средств, измеряющих расстояния до объектов и их размеры.

Однако использование в технических средствах элементов технологии зрительного процесса не обеспечивает требуемой точности измерений линейных параметров объекта, для которых характерны вероятные и случайные явления. Кроме того, модельные зависимости, описывающие этот процесс, не детерминированы, т.е. имеют решение только итерационными методами. Особенно эти недостатки проявляются при измерении пространственных размеров объектов в отсутствие опорных измерений. При этом начальное представление об объекте формулируется приближенно, и его модель принимается с некоторыми упрощениями или допущениями, удовлетворяющими требованиям практики. Но всякое допущение является отступлением от реального процесса и приводит к трансформируемой погрешности.

В этом случае критерием при построении модели процесса измерений будет критерий, который обеспечит получение информации, наиболее полно отражающей реальность [1].

Анализ существующей методики зрительных измерений. Рассмотрим процесс, который обеспечивает сжатие информации при зрительном восприятии, т.е. рассмотрим основные условия трансформации пространственных объектов больших размеров в их плоскостной образ малюго размера.

Отображение объектов на плоскости возможно двумя методами: параллельного и центрального проецирования. Параллельное проецирование обеспечивает абсолютно точное построение образов объекта, однако не допускает динамического сжатия информации. Цен-

тральное проецирование позволяет получить достоверное отображение размеров объекта в динамике, т.е. обеспечить сжатие информации при зрительном восприятии. На использовании данного метода базируется работа всех излучателей и измерителей электромагнитных полей, в том числе и светового диапазона.

Однако в настоящее время модельное описание процесса функционирования разных анатомических структур глаза и их моделирование в технических устройствах не полностью соответствует методу центрального проецирования. Так, например, в геодезии при использовании принятой методики сжатия информации не удастся определить один и тот же маршрут с одинаковой точностью.

В этой связи, несмотря на широкое использование современной модели строения глаза, а также успехи техники при создании его искусственных элементов, общую модель зрительных измерений нельзя признать правильной. Это может быть связано с тем, что все известные модели построены для объяснения локальных задач, например офтальмологии и оптики.

Моделирование зрительных измерений. При использовании метода центрального проецирования процесс измерений разбивается на два этапа: процесс отображения объекта на плоскости и процесс нормирования плоскостного отображения или его реального измерения.

Основным является процесс отображения, при котором сжатая информация проецируется на „матрицу“ из колбочек-палочек. Процесс нормирования характеризуется разрешающей способностью, которая определяется размером ячеек матрицы колбочек-палочек.

Процесс центрального проецирования может быть описан только с использованием проективной системы координат, применяемой, в частности, в проективных устройствах и способной отображать процессы в движении. Однако такая система имеет только одно плоскостное отображение объекта, и соответственно ее невозможно использовать для измерений [2]. Поэтому предлагается использовать парные проективные системы координат (рис. 1), которые позволяют реализовать измерения в метрике 4D.

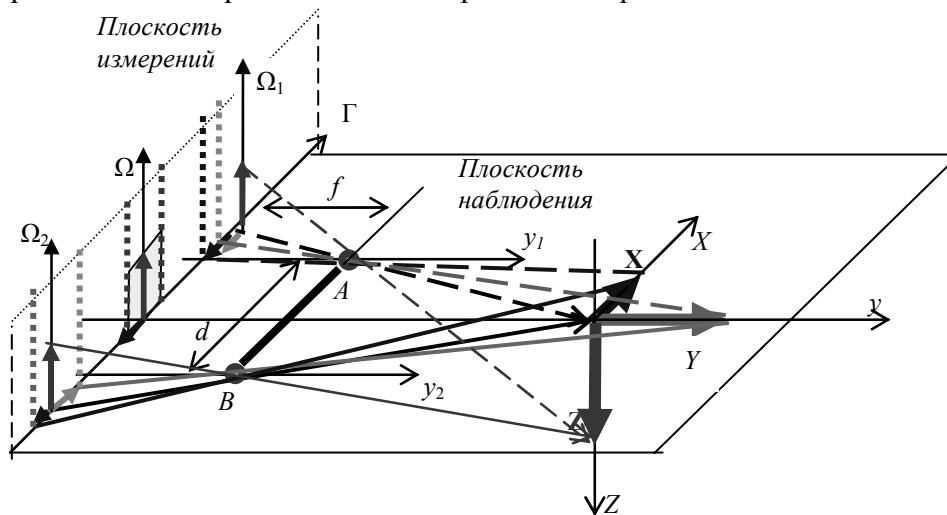


Рис. 1

Парная проективная система координат имеет существенные отличия от проективной системы не только по количеству элементов и их расположению, но и по их функциональным возможностям.

Главное отличие данной системы — наличие всего одной измерительной плоскости $\Gamma\Omega$ при возможности пространственных измерений и отображений. На плоскости $\Gamma\Omega$ расположены два проецируемых образа объекта, каждый в своей системе координат ($\Gamma_1\Omega_1, \Gamma_2\Omega_2$), и общий образ, наблюдаемый стереоскопически. Проекции объекта располагаются на одной или

параллельных плоскостях, а база d , заключенная между измерителями A и B , является мерой измерений как в пространстве, так и во времени. Измерения в парных проективных системах координат являются относительными, но если база имеет оценку в „абсолютных“ мерах, то результаты измерений будут выполнены в общепринятых мерах.

Параметрами отображения являются разрешающая способность и достоверность образа, определяемая полнотой полученного отображения объекта [3].

Геометрическая модель построения зрительных отображений. Рассмотрим модель отображений в проективной системе координат. При геометрическом отображении все построения линейные, в них неизменным является размер объекта наблюдения независимо от его положения относительно глаз. При указанных линейных построениях, в отсутствие допущений, постоянным является произведение изменяемых параметров.

Геометрическая модель зрительных отображений при продольном расположении измерителей показана на рис. 2. Рассмотрим процесс измерения одной из сторон D пространственного объекта — прямоугольного параллелепипеда. Построим через базу d , соединяющую центры проекций $1, 2$ и наблюдаемую прямую D , плоскость.

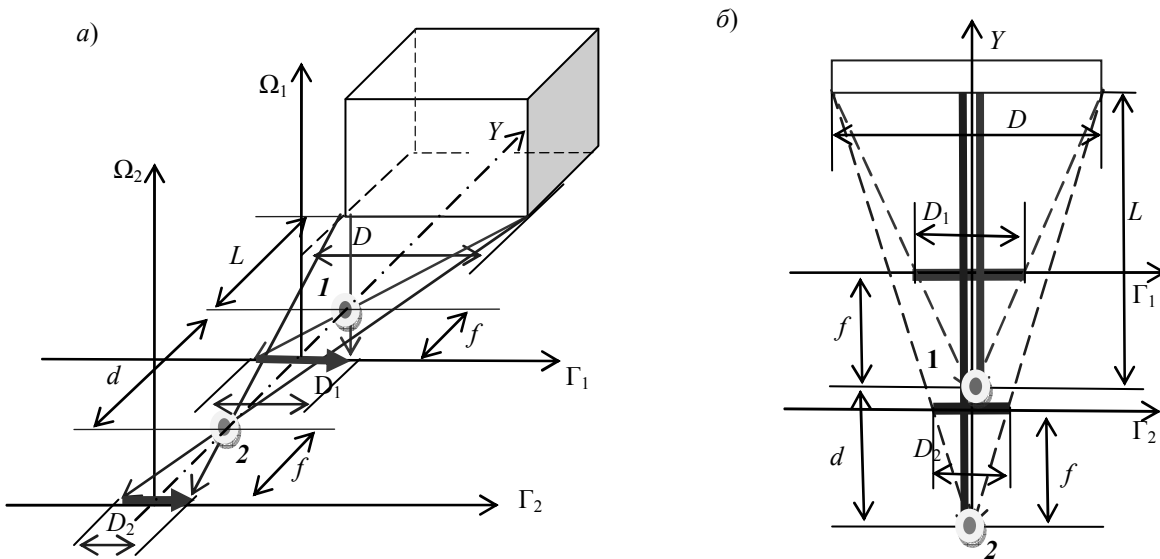


Рис. 2

Из геометрических построений следует, что

$$\frac{L}{D} = \frac{f}{D_1}, \quad \frac{L+d}{D} = \frac{f}{D_2}, \quad S_1 = S_2 = LD_1 = (L+d)D_2. \quad (1)$$

Так как размеры D_1 и D_2 являются отображением одного отрезка D на различных расстояниях, то из выражения (1) следует, что площадь отображения объекта в плоскости наблюдения есть величина постоянная.

Выражения (1) позволяют записать следующую аналитическую зависимость:

$$S_1 = S_2 = \frac{1}{2}LD_1 = \frac{1}{2}(L+d)D_2; \quad (2)$$

$$(L+d)D_2 = LD_1, \quad L = \frac{d}{D_1/D_2 - 1}. \quad (3)$$

Используя выражения (2), (3) и в соответствии с рис. 2, б, определяем размер отрезка D :

$$D = D_1L / f. \quad (4)$$

Однако база измерений (т.е. глаза человека) расположена не по направлению на объект, а параллельно ему (рис. 3). На объект направлены оптические оси Y_1, Y_2 , через которые по-

строена плоскость. В этом случае ось Γ является общей для центров проецирования $1, 2$. Эта система представляет собой поперечную парную проективную систему координат.

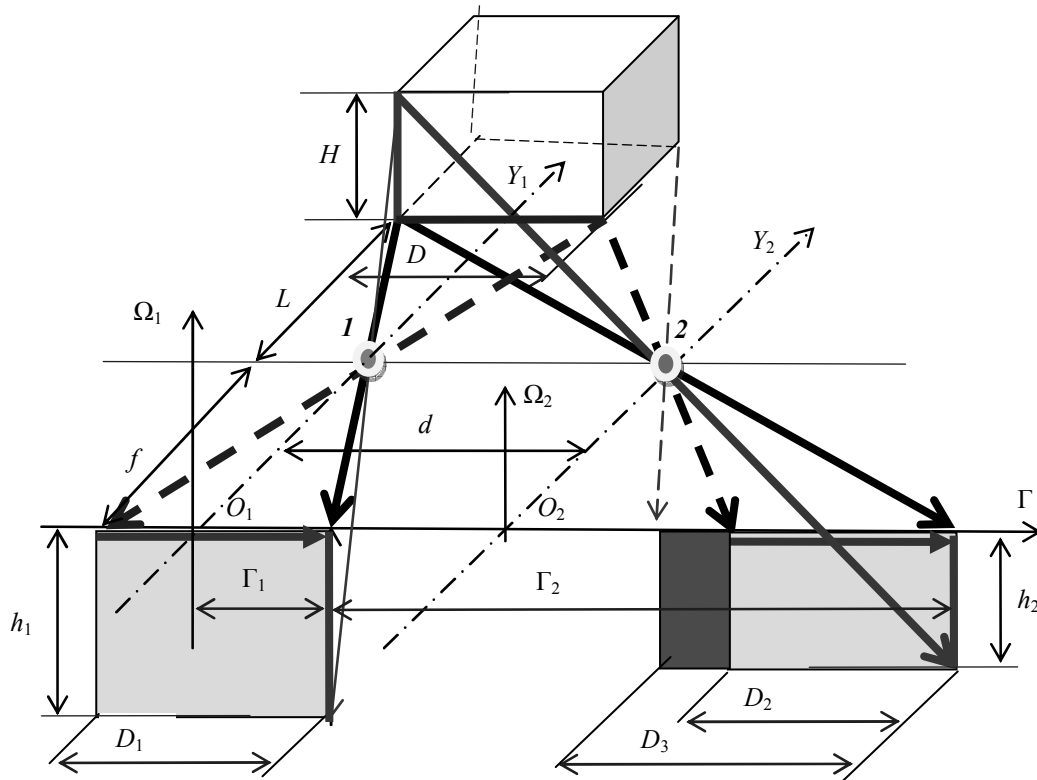


Рис. 3

Проецируем сторону D наблюдаемого объекта на плоскость, а затем — в направлении, параллельном базе d . Для упрощения рассмотрим вариант, когда отрезки D и d параллельны. В этом случае исходя из геометрических построений получим:

$$D_1 = D_2, \quad D_1 f = D_2 f, \quad S_1 = S_2. \quad (5)$$

Так как размеры D_1 и D_2 являются отображением одной проекции отрезка D , то из выражения (5) следует, что площадь отображения объекта в плоскости наблюдения есть величина постоянная.

Таким образом, в парных продольной и поперечной проективных системах координат используется один параметр — площадь отображения объекта, который является основанием для построения моделей.

Процесс измерений в парной поперечной проективной системе координат (см. рис. 3) более сложен, чем в продольной. Проекция параллельных прямых D и d на ось Γ всегда является постоянной величиной (т.е. $D_1 = D_2$). Однако если, например, $d > D$, то на ось Γ дополнительно проецируется ортогональная сторона объекта. Наблюдаемая проекция, например D_3 , может содержать проекцию второй ортогональной стороны прямоугольника. В этом случае $D_1 \neq D_3$. Разделить проекцию D_3 на части невозможно без наличия дополнительной информации, которая определяется физическим параметром — освещенностью.

Для определения величин L и D используем следующие, исходящие из геометрических построений, выражения:

$$\frac{\Gamma_2}{L+f} = \frac{d}{L}; \quad L = \frac{fd}{\Gamma_2 - d} = \frac{f}{\Gamma_2/d - 1}, \quad D = D_2 \frac{L}{f}. \quad (6)$$

Модель зрительных измерений во времени. Для унификации и определения связи размеров образов с положением и размерами объекта используем параметр времени в проективной системе координат.

Построим логическую модель сканирующих измерений, используя принцип относительности и выполняя измерения с помощью устройств, находящихся на известном расстоянии друг от друга по вертикали. Рассмотрим работу локатора, состоящего из излучателя 1 и установленных по осям координат Y и Z на известных базах d_Z , d_Y пар измерителей 2-3 и 3-4 (рис. 4).

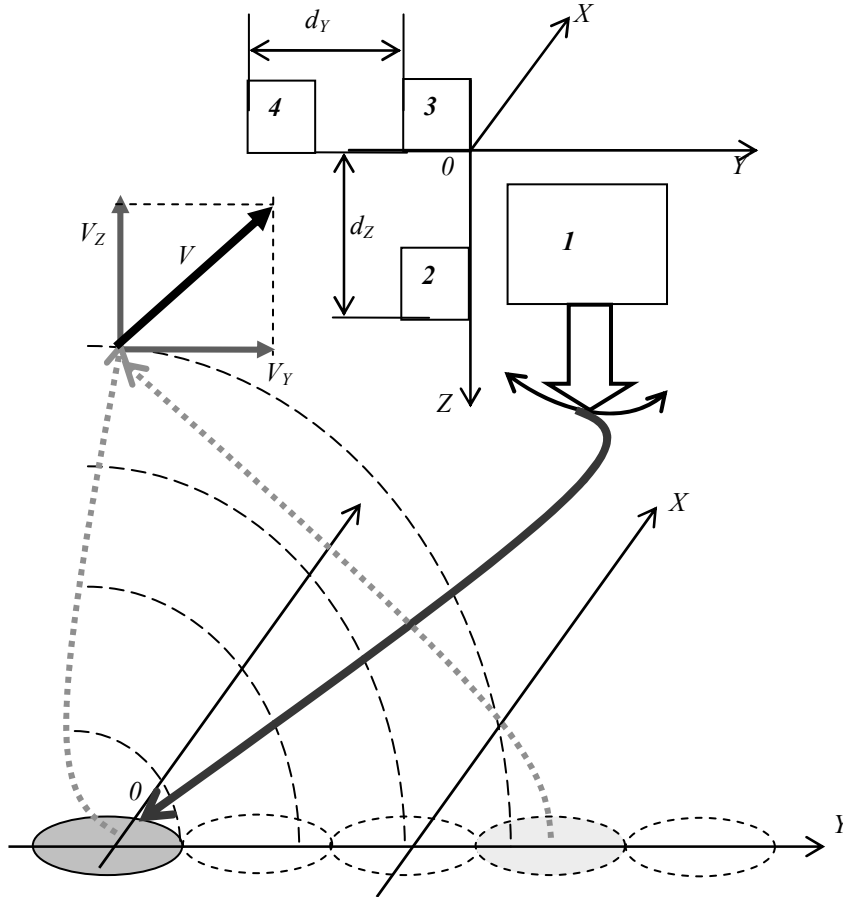


Рис. 4

Локатор перемещается по направлению оси X . Излучение локатора распространяется по траектории, зависящей от плотности слоев внешней среды, изменяющихся во времени и в пространстве. Сигнал имеет в общем случае три составляющие скорости, две из которых, ортогональные базе, не влияют на время поступления сигнала на измерители. На разность сигналов влияет только составляющая скорости, которая совпадает с направлением базы.

Изменяя частоту развертки приемника сигнала, можно обеспечить любую заданную относительную погрешность измерений расстояний по направлению баз. При этом исключается влияние изменчивости среды на получаемые результаты. Одновременно оценивается скорость распространения сигналов в направлении осей координат:

$$t_2 = \frac{Z}{V_{23}}; \quad t_3 = \frac{Z+d}{V_{23}}; \quad V_{23} = \frac{d}{|t_3 - t_2|} = \frac{d}{\Delta t_{3-2}};$$

$$Z = \frac{d_Z t_2}{\Delta t_{3-2}} = \frac{d_Z}{(t_3/t_2) - 1}; \quad X = \frac{d_X t_4}{\Delta t_{3-4}} = \frac{d_X}{(t_3/t_4) - 1},$$

где V_{23} — оценка скорости сигнала в направлении локатора; t_2 , t_3 , t_4 — интервалы времени от момента излучения сигналов до приема антеннами 2, 3, 4.

Так как все построения в парной проективной системе координат линейные, то по оценке скорости сигнала определяется расстояние от локатора до объекта:

$$R = \sqrt{Y^2 + Z^2}.$$

Относительная погрешность измерений

$$\varepsilon_{Z(Y)} = \frac{\Delta}{t_3 - t_2} + \left(\frac{t_3}{t_2} - 1 \right),$$

где Δ — дискретность измерений времени.

Заключение. На основе описания зрительного процесса методом центрального проецирования в парной проективной системе координат построена детерминированная модель относительных измерений положения и размеров пространственного объекта по его образам, обладающая возможностью многократного контроля полученных результатов.

Представленные результаты показывают следующее:

— основным процессом сжатия информации при зрительных измерениях является метод центрального проецирования при использовании парной проективной системы координат;

— предложенная модель зрительных измерений обеспечивает относительные измерения объектов в пространстве и времени, основой которых служит размер базы между измерителями (глазами);

— предложенная модель зрительных измерений отражает их детерминированность, высокую точность, контролируемость, достоверность и надежность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пузырев Н. Н. О моделях разведочной сейсмологии // Геофизика. 2001. № 5. С. 1—19.
2. Офтальмология. Учебник для вузов / Под ред. Е. А. Егорова. М.: „ГЭОТАР-Медиа“, 2008. 240 с.
3. Лопатников В. А. Словарь „Психология труда“. СПб: РНБ, 2005.

Сведения об авторе

Святослав Николаевич Гузевич — канд. техн. наук; ОАО „Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт“, Санкт-Петербург;
E-mail: guzevich@yandex.ru

Рекомендована Институтом

Поступила в редакцию
12.05.14 г.

ТАН ТАЙ ДО, Л. А. ГУБАНОВА

ПЯТИСЛОЙНЫЕ ЧЕТВЕРТЬВОЛНОВЫЕ ПРОСВЕТЛЯЮЩИЕ ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ТРЕХ ПЛЕНКООБРАЗУЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ

Рассмотрена возможность уменьшения количества пленкообразующих материалов при создании пятислойных четвертьволновых просветляющих покрытий.

Ключевые слова: интерференционное покрытие, просветляющее покрытие, пятислойное покрытие.

В настоящее время для изменения физико-химических свойств оптических деталей используются интерференционные покрытия, которые формируются в основном методом термического испарения в вакууме. Современные вакуумные установки обычно имеют в своем составе не более трех испарителей [1], содержащих пленкообразующие материалы.

Данная статья является продолжением работы [2], где рассматриваются просветляющие покрытия, состоящие из пяти четвертьволновых слоев, сформированных из различных пленкообразующих материалов, что вызывает затруднение при реализации такого вида покрытий.

Структура пятислойной четвертьволновой интерференционной системы характеризуется показателями преломления (n_1, n_2, n_3, n_4, n_5) и оптическими толщинами ($n_1d_1, n_2d_2, n_3d_3, n_4d_4, n_5d_5$) каждого слоя. Для рассмотренных структур $n_1d_1 = n_2d_2 = n_3d_3 = n_4d_4 = n_5d_5 = \lambda_0/4$, где λ_0 соответствует середине рабочего спектрального диапазона. Световое излучение с длиной волны λ падает из среды с показателем преломления n_0 , а покрытие сформировано на подложке с показателем преломления n_m .

Рассмотрим возможности уменьшения количества пленкообразующих материалов. Напомним, что ранее полученное условие просветления [2] для пятислойного четвертьволнового просветляющего покрытия имеет вид

$$n_1n_5 = n_2n_4 = n_3^2 = n_0n_m. \quad (1)$$

Показатель преломления пленкообразующего материала, из которого изготовлен третий слой, равен

$$n_3 = \sqrt{n_0n_m}, \quad (2)$$

т.е. для определенной подложки значение n_3 является фиксированным.

Исходя из условия (1), можно предложить несколько вариантов: 1 — $n_1 = n_2$, 2 — $n_1 = n_3$, 3 — $n_1 = n_4$, 4 — $n_2 = n_3$. Рассмотрим каждый из них.

1. $n_1 = n_2$. Если $n_1 = n_2$, то $n_5 = n_4 = n_0n_m/n_1$. В этом случае условие (1) примет вид $n_1n_5 = n_1n_5 = n_3^2 = n_0n_m$. Тогда для показателей преломления материалов, формирующих пятислойное покрытие, можно записать: $n_1n_1n_3n_5n_5n_m$. Такое пятислойное просветляющее покрытие образуется на основе трех материалов с показателями преломления n_1, n_5, n_3 . Однако оп-

тические толщины слоев не будут равны между собой, но будут кратны $\lambda_0/4$, а толщины слоев, граничащих с воздушной средой и подложкой, равны $\lambda_0/2$.

2. $n_1 = n_3$. Если $n_1 = n_3$, то $n_5 = n_0 n_m / n_1 = n_3 = n_1$. В этом случае материалы, из которых сформированы слои покрытия, имеют следующие показатели преломления: $n_1 n_2 n_1 n_4 n_1 n_m$, где $n_1 = n_3$. Таким образом, просветляющее покрытие также будет формироваться из трех материалов с показателями преломления n_1, n_2, n_4 .

3. $n_1 = n_4$. Если $n_1 = n_4$, то $n_2 = n_5$. Тогда для показателей преломления материалов, из которых формируется покрытие, можно записать: $n_1 n_2 n_3 n_1 n_2 n_m$.

Таким образом, пятислойное просветляющее покрытие в этом случае будет сформировано из трех материалов с показателями преломления n_1, n_2, n_3 .

4. $n_2 = n_3$. Если $n_2 = n_3$, то $n_4 = n_0 n_m / n_2 = n_3 = n_2$. Тогда можно записать: $n_1 n_3 n_3 n_3 n_5 n_m$. Пятислойное просветляющее покрытие в этом случае формируется на основе трех материалов с показателями преломления n_1, n_3, n_5 . Отличительная особенность данной структуры заключается в том, что оптическая толщина центрального слоя будет равна $3/4\lambda$, а толщины обрамляющих его слоев, по-прежнему, равны $\lambda/4$.

Все рассмотренные пятислойные четвертьволновые просветляющие покрытия формируются на основе трех пленкообразующих материалов, что позволяет реализовать их с использованием стандартных вакуумных установок. Кроме того, структуры, соответствующие вариантам 1 и 4, имеют только четыре границы раздела, что существенно снижает напряжение внутри покрытия, поскольку уменьшается количество границ раздела, и покрытие становится более стабильным в условиях перепада температуры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Справочник технолога-оптика / Под ред. М. А. Окатова. СПб: Политехника, 2004. 679 с.
2. До Тан Тай, Губанова Л. А., Путилин Э. С., Фам Ван Хоа. Пятислойные четвертьволновые просветляющие покрытия для инфракрасного диапазона спектра // Оптич. журн. 2014. Т. 81, № 10. С. 72—76.

Сведения об авторах

- Тан Тай До** — аспирант; Университет ИТМО, кафедра оптоинформационных технологий и материалов, Санкт-Петербург; E-mail: tantaido@yahoo.com
- Людмила Александровна Губанова** — д-р техн. наук, профессор; Университет ИТМО, кафедра оптоинформационных технологий и материалов, Санкт-Петербург; E-mail: la7777@mail.ru

Рекомендована кафедрой
оптоинформационных технологий и материалов

Поступила в редакцию
03.10.14 г.

И. И. КАЛАПЫШИНА, А. Д. ПЕРЕЧЕСОВА, К. А. НУЖДИН

ПРИМЕНЕНИЕ В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ПАКЕТА MATLAB ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ МЕХАТРОННЫХ СИСТЕМ

Представлен обзор учебного пособия „Моделирование мехатронных систем в среде MatLab (Simulink/ SimMechanics)“, в котором демонстрируется подход к моделированию механических систем с помощью библиотеки SimMechanics, пакета Simulink и среды MatLab.

Ключевые слова: моделирование, MatLab, SimMechanics, анализ механизмов, кинематика механизмов, динамика механизмов, учебное пособие.

Одной из самых эффективных систем программного обеспечения численных вычислений в наши дни является MatLab — матричная лаборатория и язык программирования высокого уровня. Для расширения возможностей системы существует библиотека Simulink — дополнение, обеспечивающее блочное имитационное моделирование различных систем и устройств с применением современной технологии визуально-ориентированного программирования. В инструментальном „ящике“ Simulink, помимо общих, существуют специализированные пакеты для решения задач конкретного назначения [1]. Для моделирования систем и устройств физической природы наибольший интерес представляет пакет Simscape. В этом пакете, в отличие от блоков Simulink, которые представляют собой математические операторы и взаимодействуют друг с другом с помощью сигналов, существуют блоки, представляющие собой тела физической природы, взаимодействующие с помощью реакций.

Система MatLab успешно внедряется в учебный процесс многих вузов России. По этой теме существует множество литературы, однако специальные пакеты описываются, как правило, недостаточно подробно, кроме того, многие руководства написаны на английском языке. В связи с этим особенно важным представляется создание пособий для изучения инструментария специальных пакетов, охватывающих определенное направление науки и техники. В течение последних лет на кафедре мехатроники Университета ИТМО (Санкт-Петербург) в учебном процессе и в научных исследованиях широко используется пакет SimMechanics. Основу апробации пакета составляет метод сравнения результатов работы конкретной физической модели с ее аналитическим аналогом и вывод о степени ее приближения. На основе опыта, полученного при моделировании механических систем, было создано учебное пособие для студентов и преподавателей [2].

В учебном пособии изложены основы теории машин и механизмов и теоретической механики, а также методы математического моделирования в среде MatLab различных механических систем и физических процессов. Приведены модели механизмов, механических и измерительных систем, выполненные с помощью библиотеки SimMechanics и пакета Simulink.

Структурно учебное пособие состоит из четырех глав, в каждой из которых присутствует раздел, посвященный теоретической информации, приведены подробно разобранные примеры, а также задачи для самостоятельной работы студентов. Теоретическая информация носит справочный характер, поскольку учебное пособие рассчитано на студентов старших курсов бакалавриата и магистратуры. В помощь учащимся приводится обширный список литературы. Сложность задач постепенно возрастает от главы к главе, однако каждая из изложенных задач базируется на ранее изученном материале, а отдельные учебные примеры последовательно включаются в более сложные как подсистемы, что позволяет закреплять знания путем неоднократного повторения материала. Учебные примеры поэтапно разобраны, настройки всех используемых блоков и управляющие программы приведены в приложениях. Подобная

последовательность изложения материала позволяет студенту провести обучение самостоятельно.

Первым, простейшим, примером для моделирования является физическая модель математического маятника. Данная модель обеспечивает возможность ознакомления с блоками пакета SimMechanics и принципами их взаимодействия.

Далее уровень сложности моделей постепенно повышается. Следующими примерами являются кривошипно-ползунный механизм, двухступенчатый редуктор и модель исполнительного механизма плетения устройства, предназначенного для изготовления упругих торсионных подвесов приборов [2, 3]. Модель исполнительного механизма плетения устройства включает в себя все ранее рассмотренные подсистемы или их эквивалент, что позволяет объединить совокупные знания студентов о работе блоков пакета SimMechanics, предназначенных для моделирования плоских механизмов. Ценность данной модели для обучения заключается в том, что этот механизм существует и используется в Санкт-Петербургском филиале Института земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н. В. Пушкова Российской академии наук [2].

Рекомендуемое учебное пособие [2] предназначено для магистров высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки магистров 200100 „Приборостроение“ и 221000 „Мехатроника и робототехника“. Пособие может быть полезно также для студентов, изучающих курсы „Теория механизмов и машин“, „Проектирование мехатронных устройств“, „Основы проектирования и конструирования приборов“, и для использования в магистерских программах „Системное моделирование в мехатронике“, „Модульные технологии в биомехатронике и робототехнике“. Пособие представляет интерес для преподавателей и научных работников соответствующих специальностей. Пособию присвоен гриф УМО „Приборостроение“, решение 588 от 29.11.2013 г.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Hasan R., Rahideh A., Shaheed H. Modeling and interactional control of the multifingered hand // Proc. of the 19th Intern. Conf. on Automation and Computing: Future Energy and Automation. London, UK, 2013. P. 126—131.
2. Мусалимов В. М., Заморув Г. Б., Калапышина И. И., Перечесова А. Д., Нуждин К. А. Моделирование мехатронных систем в среде MatLab (Simulink / SimMechanics): Учеб. пособие для высших учебных заведений. СПб: НИУ ИТМО, 2013. 114 с.
3. Ghanbari A., Solaimani R., Rahmani A., Tabatabaie F. Design and simulating five-finger robot hand to grasp spherical objects // Life Science Journal. 2013. Vol. 10. P. 140—145.

Сведения об авторах

- Ирина Ивановна Калапышина** — Университет ИТМО, кафедра мехатроники, Санкт-Петербург; ассистент; E-mail: weir521@yandex.ru
- Анна Дмитриевна Перечесова** — канд. техн. наук, доцент; Университет ИТМО, кафедра мехатроники, Санкт-Петербург; E-mail: perechesova@gmail.com
- Константин Андреевич Нуждин** — Университет ИТМО, кафедра мехатроники, Санкт-Петербург; ассистент; E-mail: nuzhdink@yandex.ru

Рекомендована кафедрой
мехатроники

Поступила в редакцию
16.05.14 г.

SUMMARY

P. 3—13.

ANALYSIS OF CURRENT STATE AND PROSPECT FOR THE DEVELOPMENT OF BOKZ STAR TRACKERS FAMILY

The history of development of the BOKZ family of star trackers created at the Optical-Physical department of the Space Research Institute (IKI RAN) is briefly described. Further ways to improve the star trackers using CMOS and PLD are outlined. Various configurations of star trackers with external optical heads are presented. Integration of tri-axial angular velocity sensors based on the MEMS technology into the star trackers is justified.

Keywords: spacecraft, star sensor orientation, BOKZ, CCD, CMOS matrix, optical head, angular velocity sensor, MEMS.

Data on authors

- Genrikh A. Avanesov** — Dr. Techn. Sci., Professor; Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow; Chief Scientist; E-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru
- Roman V. Bessonov** — Cand. Techn. Sci.; Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow; Head of Department; E-mail: besson777@rambler.ru
- Anatoly A. Forsh** — Cand. Phys.-Math. Sci.; Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow; Leading Researcher; E-mail: forsh@ofo.iki.rssi.ru
- Mikhail I. Kudelin** — Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow; Chief Project Designer; E-mail: mkudelin@nserv.iki.rssi.ru

P. 14—17.

AUTONOMOUS NAVIGATION SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT

An approach to the problem of maintenance of stable functioning of small spacecraft is considered. The essence of the approach consists in integration of autonomous navigation system into the small spacecraft onboard control complex to allow for measurement of the primary navigation parameters just on board. An algorithm of joint information processing with the use of the least squares method is proposed.

Keywords: navigation, small spacecraft, onboard control complex, information processing, least squares method.

Data on authors

- Alexey V. Averyanov** — Cand. Techn. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Data Processing Systems and Networks, St. Petersburg; E-mail: Aver957@mail.ru
- Konstantin A. Esaulov** — Cand. Techn. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Data Processing Systems and Networks, St. Petersburg; E-mail: home5263@yandex.ru
- Oleg E. Molchanov** — Cand. Techn. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Data Processing Systems and Networks, St. Petersburg; E-mail: moevik5001@yandex.ru
- Tatiana I. Belaya** — Cand. Techn. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Data Processing Systems and Networks, St. Petersburg; E-mail: studentszip@yandex.ru

P. 17—23.

ALGORITHM OF DYNAMICAL ESTIMATION OF OBJECT ORIENTATION PARAMETERS FROM SATELLITE MEASUREMENTS

A solution to the problem of a posteriori estimation of dynamically changing parameters of angular movement of an object from satellite measurements is presented. Advantages of application of stochastic nonlinear dynamic filtering relative to the cross-sectional dimensions are demonstrated. Effectiveness of the proposed approach is illustrated by an example.

Keywords: a posteriori estimation, angular movement, satellite measurements.

Data on authors

- Viktor I. Lukasevich* — Post-Graduate Student; Institute of Management, Business, and Law, Department of Information Systems, Rostov-on-Don; E-mail: lukasevichvi@cmp.ru
- Sergey O. Kramarov* — Dr. Phys.-Math. Sci., Professor; Institute of Management, Business, and Law, Scientific Center “MIR”, Rostov-on-Don; Director; E-mail: mir@iubip.ru
- Sergey V. Sokolov* — Dr. Phys.-Math. Sci., Professor; Rostov State Transport University, Department of Automation and Remote Control for Rail Transport, Rostov-on-Don; E-mail: s.v.s.888@yandex.ru

P. 24—27.

AMBIGUITY RESOLUTION OF PHASE MEASUREMENTS AND SELECTION OF CARRIER FREQUENCIES IN SATELLITE NAVIGATING SYSTEM

Algorithms of fast ambiguity resolution of phase measurements are observed. An approach to selection of carrier frequencies in space navigating system GLONASS is proposed.

Keywords: ambiguity resolution, phase measurements, satellite navigating system, carrier frequencies.

Data on authors

- Vladimir S. Bakholdin* — Cand. Techn. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Radiolocation and Radionavigation, St. Petersburg; E-mail: bakholdin_vs@mail.ru

P. 27—32.

ESTIMATION OF ACCURACY CHARACTERISTICS OF CARRIER ROCKET CONTROL SYSTEM BY RESULTS OF LAUNCHES UNDER VARIOUS CONDITIONS

The problem of estimation of accuracy characteristics of carrier rocket control system by results of field tests under various conditions is considered. A new approach to determination of the operator of the results reduction to uniform conditions is proposed. The approach is shown to improve the estimations accuracy.

Keywords: control system, carrier rocket, accuracy characteristics, rocket launch conditions, non-uniform data.

Data on authors

- Vladimir N. Arsenev* — Dr. Techn. Sci., Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of On-board Information and Measuring Complexes, St. Petersburg; E-mail: vladar56@mail.ru
- Pavel V. Labetsky* — Post-Graduate Student; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of On-board Information and Measuring Complexes, St. Petersburg; E-mail: p.v.labetskiy@gmail.com

P. 32—37.**ADAPTIVE CONTROL OVER LATERAL MOVEMENT OF AIRCRAFT IN THE LANDING MODE**

A solution to the problem of adaptive control over lateral movement of aircraft in the landing mode is proposed. The control system with a reference model based on modified algorithm of high order adaptation is developed. Simulation results are presented to illustrate the efficiency of the synthesized algorithm.

Keywords: aircraft, adaptive control, optimal control.

Data on authors

- Igor B. Furtat** — Dr. Techn. Sci.; ITMO University, Department of Control Systems and Computer Science, St. Petersburg; E-mail: cainenash@mail.ru
- Ksenia A. Khvostova** — Graduate Student; ITMO University, Department of Control Systems and Computer Science, St. Petersburg; E-mail: ksenia.pantyukhina@yandex.ru
- Denis A. Khvostov** — Graduate Student; ITMO University, Department of Control Systems and Computer Science, St. Petersburg; E-mail: talionar@rambler.ru

P. 38—44.**DISPLACEMENT CONTROL IN OPTICAL-ELECTRONIC SYSTEMS WITH OPTICAL EQUISIGNAL ZONE**

Systems with optical equisignal zone for control over spatial location of objects are considered. It is shown that further progress in the system design may be achieved with improvement of its structure and processing algorithms. Obtained equations allow for evaluating of the optical equisignal zone base-plane displacement caused by temperature gradient, as well as the optimal time constant of the system.

Keywords: optical-electronic system, optical equisignal zone, dispersion method, optimization of components.

Data on authors

- Igor A. Konyakhin** — Dr. Techn. Sci., Professor; ITMO University, Department of Optical and Electronic Devices and Systems, St. Petersburg; E-mail: igor@grv.ifmo.ru
- Anton A. Maraev** — Post-Graduate Student; ITMO University, Department of Optical and Electronic Devices and Systems, St. Petersburg; E-mail: antoshka87@gmail.com
- Alexander N. Timofeev** — Cand. Techn. Sci.; ITMO University, Department of Optical and Electronic Devices and Systems, St. Petersburg; E-mail: timofeev@grv.ifmo.ru
- Vadim F. Gusarov** — Post-Graduate Student; ITMO University, Department of Optical and Electronic Devices and Systems, St. Petersburg; E-mail: hoarfrost.vg@gmail.com

P. 44—48.**DETERMINATION OF OPTICAL COMPONENTS BASIC PARAMETERS OF OPTICAL SYSTEM WITH VARIABLE MAGNIFICATION**

Methods of evaluation of basic parameters of optical system with variable magnification are considered as applied to replacement of actual system with an equivalent optical system of thin components. It is shown that knowledge of basic characteristics of the components makes it possible to calculate current values of their aberration parameters, to get an idea of variation of the system aberration properties, and therefore to assess the possibility of image improvement by alteration the basic parameters.

Keywords: aberration, variable magnification, optical system with variable magnification, aberration properties, basic parameter.

Data on authors

- Ksenia V. Ezhova** — Cand. Techn. Sci.; ITMO University, Department of Applied and Computer Optics, St. Petersburg; E-mail: ezhovakv@aco.ifmo.ru
- Viktor A. Zverev** — Dr. Techn. Sci., Professor; ITMO University, Department of Applied and Computer Optics, St. Petersburg; E-mail: post_vaz@rambler.ru
- Nguen Van Luen** — Post-Graduate Student; ITMO University, Department of Applied and Computer Optics, St. Petersburg; E-mail: ngvluyen@yahoo.com

P. 49—53.

PROBABILISTIC ANALYSIS OF DATA GATHERING AND PROCESSING CENTER OPERATION

A model of optimal one-dimensional probabilistic sampling of determined or random variable is proposed. The model represents the variable with a set of equal quanta, while the probability of the quantum size reaches the maximal value. Dependence of the optimal quantum size on probability distribution, restriction threshold, and parameter of influence is considered. A model for estimating of quantity of information received by the quantum from environment is introduced.

Keywords: sampling, probability distribution, information, optimal estimation.

Data on authors

- Ivan Yu. Paramonov** — Cand. Techn. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, St. Petersburg; E-mail: ivan_paramonov@mail.ru
- Vladimir A. Smagin** — Dr. Techn. Sci., Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Meteorological Support, St. Petersburg; E-mail: va_smagin@mail.ru

P. 53—56.

CREATION OF ANALYTIC SIGNAL WITH A KNOWN ELEMENTARY PHASE

A method of analytic signal generation with the use of phase inverter is proposed. The method allows for an arbitrary constant phase shift in the given frequency range.

Keywords: complex signal, analytic signal, impulse characteristic, phase shift.

Data on author

- Sergey I. Ziatdinov** — Dr. Techn. Sci., Professor; St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Department of Information Networks Technologies; Email: kaf53@guap.ru

P. 56—61.

EFFECTIVE METHOD OF ACCELERATED LIFE TEST OF FRICTION ASSEMBLY

An effective method of accelerated life tests of friction assembly to assess its resources — the percentage of the residual service lifetime is considered. The technique is based on a “Veer”-type parametric model of attrition process by wear rate measurement with the use of artificial bases.

Keywords: probability, sample, test, loading, refusal, distribution, service life.

Data on author

- Leonid V. Efremov** — Dr. Techn. Sci., Professor; St. Petersburg Polytechnic University, Department of Mechanical Engineering and Designing Bases; E-mail: levlefr@mail.ru

P. 61—66.

PERMANENT MAGNET SYNCHRONOUS MOTOR TORQUE

Two independent methods are used to derive a formula for permanent magnet synchronous motor torque. Full coincidence of obtained expressions is shown.

Keywords: permanent magnet synchronous motor, torque.

Data on author

Anatoly I. Korshunov — Dr. Techn. Sci., Professor; N. G. Kuznetsov Naval Academy, Naval Polytechnic Institute, Department of Radioelectronics, St. Petersburg; E-mail: a.i.korshunov@mail.ru

P. 66—71.

MODEL OF VISUAL MEASUREMENTS

Causes of the lack of an adequate model for visual measurements are discussed. A new model of visual measurements is proposed; the model is based on the method of central projection images of objects using a pair of projective coordinate system, which ensured their relativity, determinism, uniqueness and controllability.

Keywords: vision, central projection method, steam projective coordinate system, map, image, ray.

Data on author

Svyatoslav N. Guzevich — Cand. Techn. Sci.; The State Research Navigation-Hydrographic Institute, St. Petersburg; E-mail: guzevich@yandex.ru

P. 72—73.

FIVE-LAYER QUARTER-WAVE ANTIREFLECTION COATING ON THE BASE OF THREE FILM-FORMING MATERIALS

The possibility to reduce the amount of film-forming materials in creating a five-layer quarter-wave antireflection coatings is investigated.

Keywords: interference, antireflection, five-layer quarter wave.

Data on authors

Tan Tai Do — Post-Graduate Student; ITMO University, Department of Optical informatics Technologies and Materials, St. Petersburg; E-mail: tantaído@yahoo.com

Ludmila A. Gubanova — Dr. Techn. Sci., Professor; ITMO University, Department of Optical informatics Technologies and Materials, St. Petersburg; E-mail: la7777@mail.ru

P. 74—75.

APPLICATION OF MATLAB SOFTWARE IN EDUCATIONAL PROCESS FOR MODELING OF MECHATRONIC SYSTEMS

The teaching aid “Modeling of mechatronic systems using MatLab software (Simulink / SimMechanics)” is reviewed. The approach to mechanical systems modeling using the SimMechanics library of the Simulink/MatLab software is developed.

Keywords: simulation, MatLab, SimMechanics, analysis of mechanisms, kinematics of mechanisms, dynamics of mechanisms, training manual.

Data on authors

- Irina I. Kalapyshina** — ITMO University, Department of Mechatronics, St. Petersburg; Assistant Lecturer;
E-mail: weir521@yandex.ru
- Anna D. Perechesova** — Cand. Techn. Sci.; ITMO University, Department of Mechatronics, St. Petersburg;
E-mail: perechesova@gmail.com
- Konstantin A. Nuzhdin** — ITMO University, Department of Mechatronics, St. Petersburg; Assistant Lecturer;
E-mail: nuzhdink@yandex.ru