

СОДЕРЖАНИЕ

<i>Предисловие</i>	6
Знаменская Т.Д. <i>К вопросу о подготовке студентов в связи с развитием новых направлений микроэлектроники</i>	7
Блинова Е.С. <i>Численное решение одной дифференциальной игры качества в четырехмерном фазовом пространстве</i>	13
Путилин Д.В., Игнатьев С.В. <i>Состояние и дальнейшее развитие тренажерных комплексов для подготовки экипажей перспективных пилотируемых космических аппаратов</i>	19
Корольков А.В. <i>Акустические явления при кипении</i>	26
Соколов Н.Л., Селезнева И.А., Корниенко Ю.А. <i>Использование интеллектуальных систем в управлении космическими аппаратами</i>	29
Соколов Н.Л. <i>Аналитический метод исследования оптимального управления КА при движении в атмосфере</i>	37
Баландин А.И., Коптенков М.И., Барышников К.О., Шаховцев Е.В. <i>Малогабаритный волоконно-оптический гироскоп</i>	44
Барышников К.О., Коптенков М.И., Баландин А.И., Шаховцев Е.В. <i>Скважинный прибор инклинометра</i>	50
Коптенков М.И., Шаховцев Е.В., Баландин А.И., Барышников К.О. <i>Сравнительный анализ волоконно-оптических гироскопов на деполяризованном излучении</i>	57
Коптенков М.И. <i>Основы проектирования измерительных устройств на базе волоконно-оптического гироскопа</i>	63
Рубинштейн А.И. <i>В какой точке орбиты находится сегодня Земля?</i>	71
Дмитриев А.Н., Литвяк Ю.И. <i>Метод оптимального размещения аэростатных ретрансляторов в задаче построения сети беспроводной радиосвязи</i>	75
Солдатенков В.А., Грузевич Ю.К., Ачильдиев В.М., Левкович А.Д., Роднова И.А., Евсева Ю.Н. <i>Информационно-измерительные системы на основе микромеханических датчиков</i>	80
Ефимов А.А., Мухин А.В. <i>Поиск наиболее вероятного предельного режима для гидравлического сервопривода управляющего органа</i>	87
Поляков П.П. <i>Управление отделяемыми частями ракет-носителей с целью сокращения районов падения</i>	90

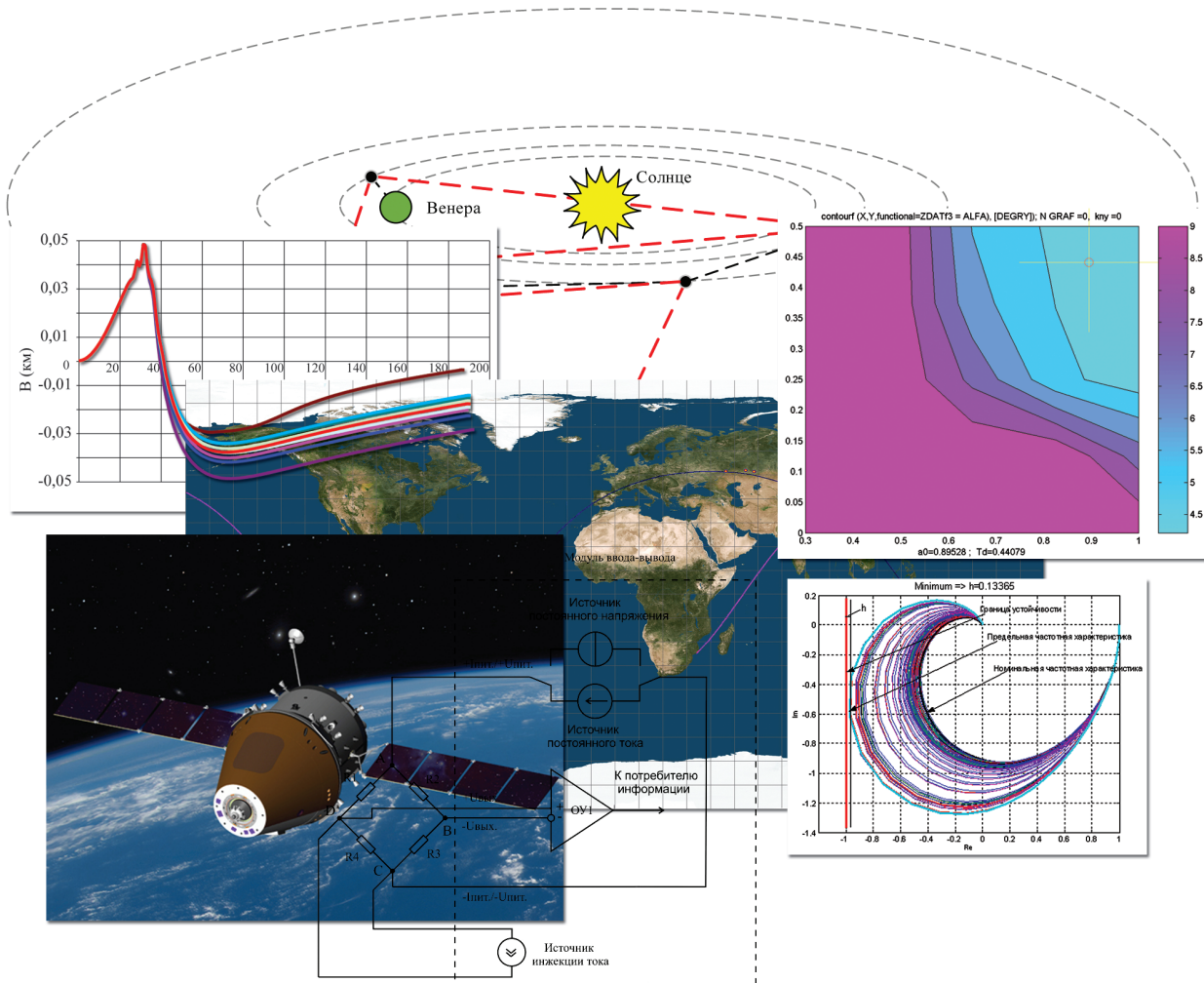
Шариткин Ю.Н. <i>Анализ и концепция развития космических аппаратов нанокласса за рубежом и в России</i>	95
Новоселов А.С. <i>Разработка и исследование алгоритмов управляемого движения КА при спуске на поверхность Луны</i>	101
Динеев В.Г., Левин С.В., Лазарев Д.В., Успенская О.А., Дудко В.Г., Есаков В.А., Земляной Г.Ф. <i>Синтез регулятора на основе алгоритма оптимизации численных решений многокритериальных задач управления движением</i>	109
Кутоманов А.Ю. <i>Оптимизация алгоритмов организации баллистико-навигационного обеспечения в условиях управления большим количеством космических аппаратов</i>	118
Клюев И.Г., Тарасенко П.А., Кузнецов Е.А. <i>Программный стенд для проверки балансировки мостовых схем методом инжекции тока</i>	125
Поленов Д.Ю., Мороз А.П. <i>О применении беспилотного летательного аппарата для ретрансляции телеметрической информации разгонного блока</i>	131
Соколов Н.Л., Антонов И.Д., Зеленев Д.А., Глазков А.В., Титов А.Н., <i>Основные принципы создания космической информационной сети, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи</i>	137
Есаков В.А., Кудрявцев С.И., Серегин Д.Н. <i>Баллистическое проектирование затопления двигательного отсека перспективного пилотируемого космического аппарата при спуске с орбиты искусственного спутника Земли</i>	145
Шульц А.Н. <i>Управление тепловыми потоками и температурными режимами в гиперзвуковых летательных аппаратах</i>	152
Рубинштейн А.И., Теляковский Д.С. <i>Периодические бильiardные траектории в овалах</i>	161
Пастухов А.Е., Тарасенко П.А., Батырев Ю.П., Шульц А.П., <i>Программный стенд для исследования цифровых фильтров</i>	166
Туманов М.П., Абдуллин С.Р. <i>Частотные методы обеспечения точности систем управления и эргодическая теория (теория квазипериодических функций)</i>	173
Ласковая Т.А., Рыбников К.К., Рыбников С.А., Чернобровина О.К. <i>Погружение множества решений системы булевых уравнений в выпуклый многогранник как одно из перспективных направлений реализации метода разделяющих плоскостей</i>	178
Годнев А.Г. <i>Широкодиапазонный емкостной дискретный уровнемер</i>	183
Годнев А.Г. <i>Широкодиапазонный дискретно-непрерывный датчик уровня</i>	189

CONTENTS

<i>Foreword</i>	6
Znamenskaya T.D. <i>On the issue of student preparation in connection with new microelectronics prospects development</i>	7
Blinova E.S. <i>The numerical solution of one differential game of quality in a four-dimensional phase space</i>	13
Putilin D.V., Ignatyev S.V. <i>Conditions and further development of the cosmonauts training complexes for the crews of prospective spacecrafts</i>	19
Korol'kov A.V. <i>Acoustic phenomena on boiling</i>	26
Sokolov N.L., Selezneva I.A., Kornienko Y.A. <i>The use of intelligent systems for space vehicles control</i>	29
Sokolov N.L. <i>Analytical research method of spacecraft optimal control during the movements in the atmosphere</i>	37
Balandin A.I., Koptenkov M.I., Baryshnikov K.O., Shahovtsev E.V. <i>Small-size fiber-optic gyroscope</i>	44
Baryshnikov K.O., Koptenkov M.I., Balandin A.I., Shahovtsev E.V. <i>The device for the well to the inclinometers</i>	50
Koptenkov M.I., Shahovtsev E.V., Balandin A.I., Baryshnikov K.O. <i>Comparative analysis of the characteristics of a fiber– optic gyroscope with a depolarized radiation</i>	57
Koptenkov M.I. <i>Principles of measuring devices design based on fiber-optic gyroscopes</i>	63
Rubinshtein A.I. <i>What point of orbit is the earth at today?</i>	71
Dmitriev A.N., Litvyak Y.I. <i>Method for optimizing the placement of balloon retranslators in wireless communication network</i>	75
Soldatenkov V.A., Gruzevich U.K., Achildiev V.M., Levkovich A.D., Rodnova I.A., Evseeva U.N. <i>Measuring information systems based on micromechanical sensors</i>	80
Efimov A.A., Muhin A.V. <i>Finding the most likely limiting regime for hydraulic servo control body</i>	87
Polyakov P.P. <i>Management separating parts of carrier rockets to reduce impact area</i>	90

Sharitkin Y.N. <i>Analysis and concept development of nanoclass spacecraft in Russia and abroad</i>	95
Novoselov A.S. <i>Research and development of spacecraft controlled motion algorithms during the descent to the moon surface</i>	101
Dineev V.G., Levin S.V., Lazarev D.V., Uspenskaya O.A., Dudko V.G., Esakov V.A., Zemlyanoy G.F. <i>The synthesis of controllers based on the numerical optimization algorithm of multicriteria motion control problems</i>	109
Kutomanov A.Yu. <i>Optimization of ballistic and navigation support mission organization for large number of spacecrafts control</i>	118
Klyuyev I.G., Tarasenko P.A., Kuznetsov E.A. <i>Software stand for checking bridge schemes balancing using current injection method</i>	125
Polenov D.Y., Moroz A.P. <i>On the application of an unmanned flying vehicle to relay telemetry information of a transfer orbit stage</i>	131
Sokolov N.L., Antonov I.D., Zelenov D.A., Glazkov A.V., Titov A.N. <i>General principles of creation of space information network tollerant to disruptions and delays in commuicaion channels</i>	137
Esakov V.A., Kudryavtsev S.I., Seregin D.N. <i>Ballistic design of engine bay splash-down of a prospective manned spacecraft during the deorbiting of an artificial earth satellite</i>	145
Shults A.N. <i>The control of thermal streams and temperature modes in hypersonic aircraft</i>	152
Rubinshteyn A.I., Telyakovskiy D.S. <i>On periodic billiard trajectories in ovals</i>	161
Pastukhov A.Ye., Tarasenko P.A., Batyrev YU.P., Shul'ts A.P. <i>Program stand for the study of digital filters</i>	166
Tumanov M.P., Abdullin S.R. <i>Frequency methods that ensure the accuracy of management systems and ergodic theory (the theory of quasi-periodic functions)</i>	173
Laskovaia T.A., Rybnikov K.K., Rybnikov S.A., Chernobrovina O.K. <i>The immersion of a set of solutions of a system of boolean equations in a convex polyhedron as one of the promising directions of implementation of the method of separating planes</i>	178
Godnev A.G. <i>Wide-range capacitive discrete level senso</i>	183
Godnev A.G. <i>Wide-range discrete continuous level sensor</i>	189

В 2014 г. факультету электроники и системотехники (ФЭСТ) Московского государственного университета леса (МГУЛ) исполнилось 55 лет. Этому событию была посвящена ежегодная конференция МГУЛ по итогам научно-исследовательской деятельности научных работников, преподавателей, аспирантов и студентов университета, а также ученых предприятий и организаций, с которыми сотрудничает университет. Основная часть статей сборника является развитием научных результатов и идей, которые были представлены на конференции. Значительная часть работ выполнена молодыми специалистами и аспирантами как самостоятельно, так и под началом научных руководителей. Следует отметить рост научной активности сотрудников факультета, что является гарантией успеха в подготовке специалистов как для ракетно-космической отрасли, так и других отраслей промышленности. Продолжают укрепляться научные контакты с организациями и предприятиями региона, расширяется тематика совместных научных исследований. Этим объясняется большое разнообразие тематики публикуемых статей.



К ВОПРОСУ О ПОДГОТОВКЕ СТУДЕНТОВ В СВЯЗИ С РАЗВИТИЕМ НОВЫХ НАПРАВЛЕНИЙ МИКРОЭЛЕКТРОНИКИ

Т.Д. ЗНАМЕНСКАЯ, доц. каф. информационно-измерительных систем и технологии приборостроения МГУЛ, канд. техн. наук

tzn957@gmail.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005 Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Анализируются проблемы высшего образования и трудоустройства выпускников в России. На основании анализа сделаны выводы о необходимости изменения подхода к обучению студентов – традиционную «эстафету знаний» необходимо заменять на «эстафету идей». В качестве перспективной идеи рассматривается вакуумная микроэлектроника (ВМЭ), дается краткий обзор ее истории и развития. Вакуумные интегральные схемы появились раньше полупроводниковых – в 1926 г. в Германии выпускались предложенные М. фон Арденне приборы, содержащие несколько активных и пассивных элементов, образующих усилительный каскад в общем вакуумированном объеме. Объективная тенденция к уменьшению габаритов электронных ламп, упрощению их конструкции и технологии изготовления, снижению энергопотребления, а также их естественные преимущества по радиационной и термостойкости и скорости движения зарядов в вакууме привели к созданию в СССР как особо устойчивых устройств, которые работали на раскаленной поверхности Венеры, так и вакуумных интегральных микросхем, диодно-триодных матриц, работавших в сверхглубоких скважинах при температуре +250 °С. С появлением полупроводниковой электроники работы над вакуумными приборами были на некоторое время приостановлены. Но новые технологические приемы, освоенные в твердотельной электронике, оказались востребованными и эффективными при разработке вакуумных микроэлектронных устройств, которые сохраняли все преимущества перед полупроводниковыми. Первая международная конференция по вакуумной микроэлектронике под девизом «Обратно в будущее» прошла в Вильямсбурге, США в 1988 г., и с тех пор это «новое старое» направление стремительно развивается. В статье приводятся описания и характеристики устройств вакуумной микроэлектроники, микротриода Шоулдерса, катода Спиндта, баллистического транзистора, даются сведения о развитии этого направления в России, предлагаются изменения, которые необходимо внести в учебные программы для повышения востребованности выпускников.

Ключевые слова: высшее образование, кризис перепроизводства, эстафета идей, вакуумная микроэлектроника, вакуумные интегральные микросхемы.

Статистика последних двух десятилетий показывает, что значительная часть выпускников российских высших учебных заведений либо не может, либо не желает работать по полученной специальности.

Классический рыночный кризис перепроизводства ярко проявился в сфере высшего образования – сотни тысяч новоиспеченных юристов, экономистов, менеджеров и т. п. не могли найти работу по профилю. Такая ситуация, с одной стороны, приводит к стрессу каждого несостоявшегося специалиста, а с другой стороны, подрывает репутацию вуза, выпускник которого не смог трудоустроиться по специальности.

Правительство, располагающее информацией о том, какие специалисты потребуются народному хозяйству в ближайшей и отдаленной перспективе, не формирует перспективный заказ вузам на количество и специализацию выпускников. В таких условиях неопределенности стратегия вуза, направленная на то, чтобы его выпускники были востребованы, должна включать два аспекта. Во-первых, вуз

должен давать достаточный объем знаний по фундаментальным наукам – математике, физике, химии, механике, электротехнике и т. д., так как фундаментальные знания наиболее универсальны и позволяют легко овладевать прикладными дисциплинами. Во-вторых, в учебных программах особое внимание должно уделяться не только достигнутому уровню технологий, но и путям развития, истории, и, главное, перспективам развития каждого направления, ориентировать выпускников на будущее, «играть на опережение» [1, 2]. Мы должны создать не только «эстафету знаний», но и «эстафету идей». Одна из идей, которая может быть востребована, – развитие вакуумной микроэлектроники (ВМЭ).

Несмотря на достигнутые в последние десятилетия успехи, твердотельная электроника подходит к пределу развития, прежде всего по частотным характеристикам, т. к. скорость передвижения зарядов в твердом теле на несколько порядков ниже, чем в вакууме. С другой стороны, в производстве полупроводниковых интегральных микросхем

накоплен уникальный технологический потенциал, позволяющий работать с микрообъектами величиной десятки нанометров.

Следует вспомнить, что первые интегральные схемы были вакуумными. В 1926 г. в Германии серийно выпускались приборы, в едином вакуумированном баллоне которых находились 1–3 электронные лампы и 4–6 пассивных элементов, резисторов и конденсаторов, образующих, например, усилительные каскады [3].

В 1934 г. ленинградские ученые А.А. Шапошников и Ю.А. Кацман создали «пакетную» электронную лампу, исключительно простую, технологичную и надежную [4]. В 50-е годы фирма «General Electric» выпускала такие лампы миллиметрового размера, намного меньше, чем транзисторы тех лет, а в 70-е годы на пакетных лампах работала советская космическая станция, передающая информацию с поверхности Венеры. Более того, в 1983 г. в СССР были созданы не имеющие мировых аналогов вакуумные интегральные микросхемы, включающие матрицы кенотронов (диодов) и микротриодов, предназначенные для работы в сверхглубоких скважинах при температуре +250° С [5].

В 60-е годы вакуумные лампы новой конструкции, ориентированные на массовое автоматическое производство – нувисторы – успешно конкурировали с транзисторами, не превышая их по размерам и выигрывая в параметрах [5]. Но с появлением интегральных полупроводниковых микросхем вакуумные приборы стали сдавать позиции.

Основная причина – принципиальное технологическое различие. Процесс изготовления полупроводниковой микросхемы заключался в обработке одной детали – кремниевой пластины, которая после завершения технологического цикла разделялась на множество индивидуальных микросхем [6, 7]. А электронная лампа в любом случае состояла из нескольких деталей, которые изготавливались из разных материалов по различным технологиям. Это не было принципиально важно, пока на печатной плате среди пассивных элементов – резисторов, конденсаторов и намоточных деталей – ставился активный прибор, транзистор или нувистор, но объединение в полупроводниковой интегральной схеме ак-

тивных и пассивных элементов окончательно вывело вакуумные приборы из конкуренции.

В 1988 г. в Вильямсбурге (США) прошла первая международная конференция по вакуумной микроэлектронике (ВМЭ) под девизом «Обратно в будущее», и с тех пор конференции по этой тематике проводятся ежегодно. К преимуществам вакуумных микроэлектронных схем специалисты относят сверхвысокое (субпикосекундное) быстродействие, высокий КПД, устойчивость к радиации и высокой температуре, нулевой обратный ток. Учитывая, что полупроводниковые ИМС приближаются к исчерпанию возможностей, а в этой отрасли накоплен высокий потенциал работы с микрообъектами, мысли ученых и специалистов все чаще возвращаются «обратно в будущее». И в ближайшие годы следует ожидать все большего роста интереса к вакуумной микроэлектронике и новых достижений в этой области.

В первую очередь это касается той области, которую называют «экстремальной электроникой» – работа в условиях высоких температур, повышенной радиации, механических воздействий. Причем работать в экстремальных условиях (например, в пожарных или спасательных работах) приходится не только цифровым схемам обработки сигналов, но и силовой электронике. В этих условиях особенно ярко проявляются такие достоинства автоэмиссионных холодных катодов, как стойкость к радиации, высокая плотность тока автоэмиссии, безынерционность, высокая крутизна вольт-амперных характеристик.

Соединение технологий полупроводниковой микроэлектроники и физических принципов вакуумной электроники позволили создать новый перспективный класс приборов – вакуумные интегральные схемы (ВИС) [8].

Основой ВИС является активный элемент – электронная микролампа, или вакуумный микротриод. Как и классический вакуумный триод, она имеет катод, испускающий электроны, анод, принимающий их, и управляющий электрод – «сетку» – регулирующий движение электронов. Один из первых вариантов конструкции микролампы, созданной по пленочной технологии американским исследователем К. Шоулдерсом, приведен на рис. 1.

Принципиальной проблемой при создании ВИС является катод. Назначение катода – инжектировать в вакуум достаточное количество электронов с малым разбросом по энергиям. В классической лампе эта задача решалась нанесением на поверхность катода специального эмитирующего состава и нагревом катода до высоких температур. Нагрев всегда считался – и был – непроизводительным расходом энергии и источником проблем, поэтому активно велись работы по созданию автоэмиссионных холодных катодов. Но для хорошей эмиссии нужна высокая напряженность электрического поля, т. е. такие лампы требовали высоких напряжений. Но поскольку напряженность прямо пропорциональна напряжению, приложенному к электродам, и обратно пропорциональна расстоянию между ними, то ясно, что при микроразмерах получить высокую напряженность можно и при малых напряжениях.

Полученные в последние десятилетия знания о микро- и наномире позволяют строить автоэмиссионные катоды из новых материалов и на новых принципах. Известно, например, что эмиссия электронов лучше всего идет с острия. На этой идее базируется конструкция катода и микролампы, предложенных в 1973 г. американским физиком Чарльзом Спиндтом. Достигнутый уровень микроминиатюризации ВМЭ уже таков, что в круге диаметром 1 мм можно разместить 5000 таких катодов. Но их принципиальный недостаток – трехмерная структура. Для создания такого катода требуется трехслойная основа металл–изолятор–металл, затем лазером прожигается отверстие диаметром 1–3 мкм до нижнего слоя металла и внутри этого отверстия выращивается напылением или электрохимическим методом проводящий конус до уровня верхнего слоя металла.

В настоящее время технологии ВМЭ находятся в стадии становления, идет поиск лучших решений. И наряду со спиндтовским катодом с вертикальными полостями разрабатываются иные конструкции, с планарным расположением электродов. Планарные микролампы позволят совместить все достижения твердотельной микроэлектроники, которая планарна по самой своей природе, со

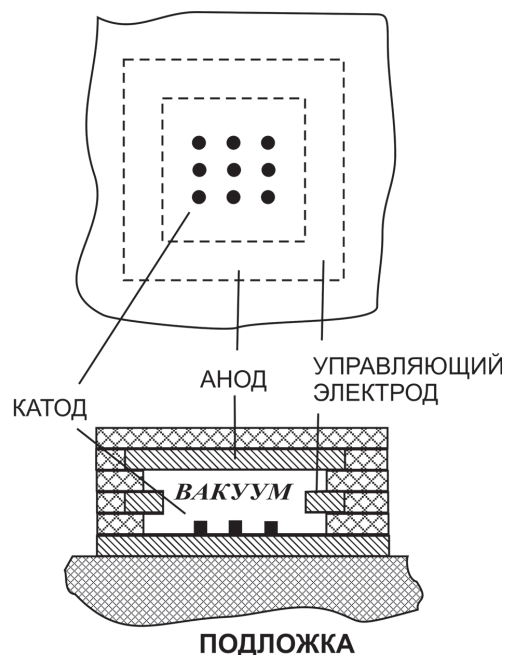


Рис. 1. Микротриод Шоулдера с игольчатым катодом

Fig. 1. Sholders mikrotriode with a needle cathode

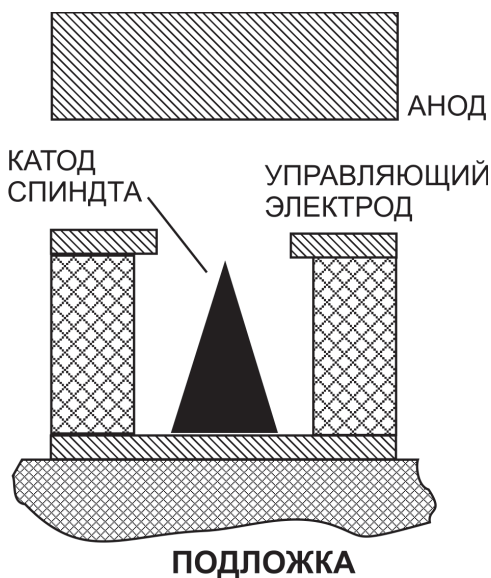


Рис. 2. Поперечное сечение микротриода с катодом Спиндта

Fig. 2. The cross section of the mikrotriode with a Spindt cathode

всеми преимуществами, которые дают вакуумные электронные приборы.

Еще более радикальной и, следует отметить, «архаичной», чем идея планарной микролампы, является идея устройства, которому его разработчики – группа исследователей из Рочестерского университета (Нью-Йорк, США) – дали название «ballistic deflection

transistor, BDT), «баллистический транзистор» [9]. Хотя, строго говоря, по принципу работы этот прибор ближе всего не к транзистору или радиолампе, которые разрабатывались, прежде всего, как усилительные приборы, а к катодным трубкам, которые были известны с XIX в., и более точно его следовало бы называть баллистическим реле или переключателем. Как и в катодной трубке, в баллистическом транзисторе электроны, проходящие в рабочем канале, отклоняются под действием потенциалов, подаваемых на управляющие электроды. Принципиальное отличие заключается в микроминиатюрных размерах – если размеры катодных трубок составляли десятки сантиметров, то размеры «баллистического транзистора» – доли и единицы микрометров.

На рис. 3 представлена реальная топология исследовательского прототипа «баллистического транзистора», созданного в Рочестерском университете. В зависимости от полярности подаваемых на управляющие электроды УЭ1 и УЭ2 потенциалов влетевший в рабочий канал электрон будет отклоняться влево или вправо и окончательно направляться на левый или правый выход специальным электродом – дефлектором.

Для понимания и описания работы нового устройства американские ученые ввели понятие двумерного электронного газа (2-dimension electronic gas, 2DEG). Это понятие

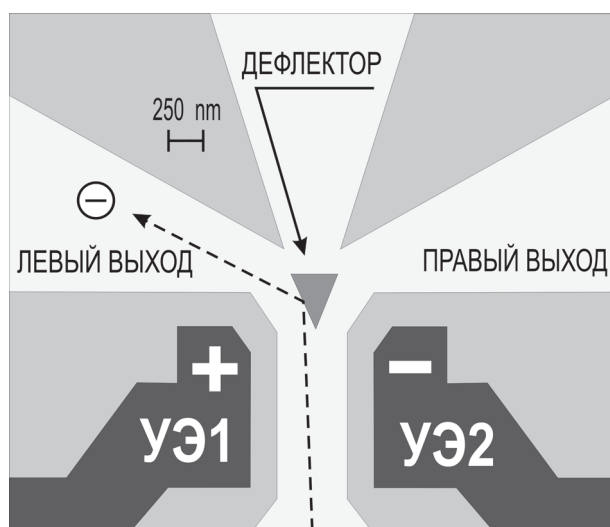


Рис. 3. Топология исследовательского прототипа «баллистического транзистора»

Fig. 3. The topology of a research prototype of «ballistic transistor»

и сама топология BDT напоминают о созданном в 60-е годы в СССР новом направлении автоматике – пневматике, струйной автоматике, работающей на газах низкого давления [10].

В ближайшие годы следует ожидать все большего роста интереса к вакуумной микроэлектронике и новых достижений в этой области. В России работы по этой тематике ведутся на кафедре электроники и волновых процессов Саратовского государственного университета.

Очень интересные результаты получены на кафедре физики полимеров и кристаллов МГУ, в лаборатории углеродных материалов. При исследовании автоэмиссии пленочных катодов из алмазных, графитоподобных материалов и нанотрубок разработаны технологии получения катодов, которые могут использоваться и в катодолюминесцентных лампах и дисплеях, и в схемах вакуумной микроэлектроники. Важным преимуществом катодов из наноуглеродных материалов является их стойкость к примесным газам, способность устойчиво работать в условиях технического вакуума. Более того, полученные в лаборатории пленки обладают свойствами полупроводника и из них могут формироваться привычные твердотельные БИС. Таким образом, возможно органическое совмещение как вакуумной, так и твердотельной микроэлектроники, а значит и оптимальное распределение функций между частями единой интегральной схемы.

Итак, в электронике появилось – или возродилось – очень перспективное направление – вакуумная микроэлектроника. Но за годы единовластного царствования твердотельной электроники из курсов большинства вузов вакуумная электроника практически исчезла. Далеко не все студенты могут сегодня рассчитать ламповую схему, понимать во всех тонкостях работу катода. Поэтому, чтобы готовить современных востребованных специалистов, способных работать в новых, прорывных направлениях, мы должны восстановить преподавание некоторых разделов электроники, усилить подготовку студентов по базовым, фундаментальным предметам и вооружить их новыми идеями.

Студенты должны иметь ясное представление о ламповой схмотехнике, которая отличается от полупроводниковой. Кроме того, достаточно очевидно, что эта новая схмотехника будет отличаться от классической ламповой, где каждая лампа была отдельной. При наличии матриц и решеток микроламп появляется возможность совсем иначе обрабатывать сигналы, чем принято в классике. Наконец, надо будет знать о том, как сочетаются классическая твердотельная и вакуумная микроэлектроника – вполне возможно, что в компьютерах при организации вычислительного процесса часть задач будет обеспечиваться привычными БИС, а часть – быстродействующими приборами вакуумной микроэлектроники. А быстродействие этих приборов уже сегодня может достигать сотни терагерц. Все это потребует коррекции учебных планов и программ, но зато повысит качество наших выпускников.

Конечно, речь не идет о том, что надо просто извлечь из библиотечных архивов старые учебники. Переход к микроминиатюризации электронных ламп – это переход в микромир, где действуют совершенно иные законы и требуются совершенно иные знания. Если в традиционных электронных лампах катод рассматривался как плоская коробка, покрытая специальным составом, с нагревателем внутри, то в микролампах встает проблема создания многоострийных катодов, обеспечивающих эмиссию с каждого острия, микроструктур в форме пучков нитей, иголок, торцов нанотрубок, пакета лезвий, фракталов и иных сложных форм.

Следовательно, в курсе физики потребуется уделять больше внимания таким темам, как эмиссия с острия, туннельный эффект, эмиссия с различных граней кристалла, эмиссия под воздействием различного рода излучений. Новое и очень перспективное направление – явление интенсивной эмиссии электронов с торцов нанотрубок в электрическом поле вдоль оси нанотрубки. Если в обычных электронных лампах движение электронов можно было рассматривать как ламинарный поток, то в микролампах важным уже становится анализ движения электронов в неравномерном электрическом поле по сложным траекториям – следовательно,

нужно давать более фундаментальные знания по этому вопросу. Студентов следует более подробно знакомить с явлениями в вакууме, свойствами и параметрами вакуума, способами его создания и поддержания. Естественно, это потребует изменения как в курсах математики, дающей инструмент как для описания и анализа физических процессов и конструкции элементов ВИС, так и для описания вычислительных операций, которые они выполняют. Это особо относится к баллистическим транзисторам, где может быть пригоден математический аппарат струйной автоматики.

Если технологии твердотельной электроники ориентированы, в основном, на операции с объемом внутренней части полупроводника, то для вакуумной микроэлектроники наиболее важны явления на поверхности, создание и стабилизация «острого» рельефа автоэмиссионной поверхности, для чего используется электрохимическое травление, или выращивание острий из пара по механизму пар–жидкость–кристалл, когда на подложке растут из конденсирующегося пара тонкие перпендикулярные ей острия, или напыление через маску. Следовательно, необходимо давать студентам знания и по явлениям на поверхности, на границе раздела сред, на границе с вакуумом.

Можно с достаточной степенью уверенности предположить, что в ближайшее десятилетие вакуумная микроэлектроника, взяв на вооружение технологические наработки электроники твердотельной, станет быстроразвивающейся отраслью, где смогут найти применение знаниям многие выпускники МГУЛ.

Таким образом, в современных условиях для повышения востребованности выпускников необходимо усилить подготовку по базовым, фундаментальным предметам и вооружить их новыми идеями.

Библиографический список

1. «Об утверждении Стратегии инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года». Распоряжение Правительства РФ от 08.12.2011 № 2227-р.
2. Болдырев, Н.Н. Научно-исследовательская деятельность как основа повышения качества образования в вузе / Н.Н. Болдырев, А.А. Артемов // Вестник Тамбовского университета. Серия: Естественные и технические науки. – Т. 9. – № 1. – 2004. – С. 147–148

3. IT-журнал «Высокие технологии» «Loewe 3NF Multi-valve – первая интегральная схема» <http://itnewsrussia.ru/novosti/loewe-3nf-multi-valve-pervaya-integralnaya-schema.html>
4. Электронная лампа (Патент SU 39876): H01J19/42 – монтаж, крепление, размещение или изоляция электродов или электродных узлов / А.А. Шапошников, Ю.А. Кацман.
5. «Разработка термостойких вакуумных интегральных схем (ВИС) на $T=250^{\circ}\text{C}\div 350^{\circ}\text{C}$: матрицы кенотронов, триодов, УНЧ, мультивибратор усилитель импульсных сигналов»: отчёт ВНИИПКИ геофизических исследований, испытания и контроля нефтегазоразведочных скважин, 1983. – 125 с.
6. Ефимов, И.Е. Основы микроэлектроники / И.Е. Ефимов, И.Я. Козырь. – М.: Лань, 2008. – 384 с.
7. Коледов, Л.А. Технология и конструкция микросхем, микропроцессоров и микросборок: учеб. пос. / Л.А. Коледов. – М.: Лань, 2009. – 400 с.
8. Щука А.А. Электроника: учеб. пос. – СПб.: БХВ-Петербург, 2006. – 800 с.
9. Транзистор на двумерном электронном газе: Новости химии, 2006. – <http://www.chemport.ru/datenews.php?news=178>
10. Касимов, А.М. Развитие пневматических средств автоматизации / А.М. Касимов // Конф. «Технич. и програм. средства систем управления, контроля и измерения». – М.: ИПУ им. Трапезникова РАН, 2010. – С. 1–13.

ON THE ISSUE OF STUDENT PREPARATION IN CONNECTION WITH NEW MICROELECTRONICS PROSPECTS DEVELOPMENT

Znamenskaya T.D., Assoc. Prof. MSFU, Ph.D (Tech.)

tzn957@gmail.ru

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia

Some issues of higher education and employment of new graduates are analyzed. Based on the analysis, conclusion on the necessity of adjusting the approach to a traditional university education is made. The author offers a move from a traditional «transfer of knowledge» to a new «transfer of ideas» approach. Vacuum microelectronics is exemplified as a prospective idea with a brief description of its history and development. Vacuum integral circuits emerged before semiconductor circuits. In 1926 in Germany several devices constructed by M. von Ardenne, containing several active and passive elements and generating an amplification cascade in evacuated volume, were manufactured. A common tendency for size reduction and simplification of design and manufacturing of electronic tubes, as well as their natural advantages in radiation and temperature resistance and speed of charges movement in the vacuum, leads to developing highly resilient devices capable of functioning on Venus surface in the USSR. At the same time, vacuum integral micro-circuits and diod-triod matrices, which were working in the deepest wells at temperatures as high as $+250^{\circ}\text{C}$, were created. With emergence of semi-conductor electronics, development of vacuum devices had temporarily ceased. However, new technological methods established in solid-state electronics were in demand and effective in the development of vacuum microelectronic devices, which preserved all their advantages as compared to semi-conductor ones. The first international conference in vacuum microelectronics with a «Back to the future» motto took place in Williamsburg, the USA in 1988, and since that time this «new old» venue has been rapidly developing. The article exemplifies descriptions and characteristics of various vacuum microelectronic devices, Shoulders microtriode, Spindt cathode, and a ballistic transistor. Information on the development of vacuum microelectronics in Russia is provided, and changes necessary to improve marketability of new graduates are offered.

Keywords: higher education, overproduction crisis, ideas relay, vacuum microelectronics, vacuum integrated microcircuits.

References

1. «Ob utverzhdenii Strategii innovatsionnogo razvitiya Rossiyskoy Federatsii na period do 2020 goda». *Rasporyazhenie Pravitel'stva RF ot 08.12.2011 N 2227-r*. [«On approval of the Strategy of innovative development of the Russian Federation for the period till 2020». Order of the Government of the Russian Federation from 08.12.2011 № 2227-p.].
2. Boldyrev N.N., Artemov A.A. *Nauchno-issledovatel'skaya deyatel'nost' kak osnova povysheniya kachestva obrazovaniya v vuze* [Research activities as a basis for improving the quality of education in the university]. Bulletin of the University of Tambov. Series: Natural and Technical Sciences. V. 9. № 1. 2004. pp. 147-148.
3. IT-zhurnal «Vysokie tekhnologii» «Loewe 3NF Multi-valve – pervaya integral'naya skhema» [IT-magazine «High Technology» «Loewe 3NF Multi-valve - the first integrated circuit» <http://itnewsrussia.ru/novosti/loewe-3nf-multi-valve-pervaya-integralnaya-schema.html>].
4. Shaposhnikov A.A., Katsman Yu.A. *Elektronnaya lamp (Patent SU 39876): H01J19/42 - montazh, kreplenie, razmeshchenie ili izolyatsiya elektrodov ili elektrodnykh uzlov* [Electronic Lamp (No. SU 39876): H01J19 / 42 - Installation, mounting, placement of the electrodes or insulation or electrode assemblies].
5. *Razrabotka termostoykikh vakuumnykh integral'nykh skhem (VIS) na $T=2500\text{S}-3500\text{S}$: matritsy kenotronov, triodov, UNCh, mul'tivibrator usilitel' impul'snykh signalov* [Development of heat-resistant vacuum integrated circuits (VIS) at $T=250^{\circ}\text{C}\div 350^{\circ}\text{C}$: matrix kenotrons, transistors, ULF, multivibrator amplifier pulse signals]: report VNIIPKI geophysical research, testing and control of oil and gas exploration wells, 1983. 125 p.
6. Efimov I.E., Kozyr' I.Ya. *Osnovy mikroelektroniki* [Fundamentals of Microelectronics]. Moscow: Lan', 2008. 384 p.
7. Koledov L.A., *Tekhnologiya i konstruktziya mikroskhem, mikroprotsessorov i mikrosborok* [Technology and design of chips, microprocessors and microassemblies]. Moscow: Lan', 2009. 400 p.
8. Shchuka A.A. *Elektronika* [Electronics: studies]. SPb.: BHV-Petersburg, 2006. 800 p.
9. *Tranzistor na dvumernom elektronnom gaze* [The transistor on the two-dimensional electron gas]. News Chemistry, 2006. <http://www.chemport.ru/datenews.php?news=178>
10. Kasimov A.M. *Razvitie pnevmaticheskikh sredstv avtomatizatsii* [The development of pneumatic automation equipment]. Conf. «Technical and software control systems, monitoring and measurement». Moscow: INX them. Trapeznikova RAS, 2010. pp. 1-13.

ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ОДНОЙ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ИГРЫ КАЧЕСТВА В ЧЕТЫРЕХМЕРНОМ ФАЗОВОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Е.С. БЛИНОВА, *асп. ФЭСТ МГУЛ*

ekaterina4likhacheva@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса» (МГУЛ)
Россия, 141005, Московская область, г. Мытищи, ул. 1-я Институтская, д. 1

Рассмотрена дифференциальная игра в четырехмерном фазовом пространстве применительно к задаче об избежании столкновения двух автомобилей, предложенной Р. Айзексом. В отличие от более ранних вариантов, настоящее решение получено численно с использованием ЭВМ для случая, когда на уклоняющегося игрока действуют переменные в процессе игры силы: нормальная и тангенциальная к траектории. Использование квадратичных зависимостей нормальной и тангенциальной сил от скорости уклоняющегося игрока позволило разработать аппарат синтеза критерия оптимальности уклонения летательного аппарата. Достоверность полученных результатов подтверждена сравнением с известными аналитическим и численным данными игровых задач.

Ключевые слова: дифференциальная игра, фазовое пространство, фазовые траектории, фазовые координаты, численное решение, барьер, терминальная поверхность, система обыкновенных дифференциальных уравнений, оптимальное управление.

На современном этапе развития аэрокосмической отрасли важной и актуальной проблемой разработки сложных технических систем является синтез рациональных критериев эффективности, что во многом может определить судьбу проекта. В работе рассматривается научная задача об использовании аппарата дифференциальных игр качества для разработки упомянутых критериев. Представлена конфликтная ситуация, связанная со столкновением двух летательных аппаратов (в модельном случае – игра двух автомобилей) применительно к оптимальному уклонению в атмосфере Земли (рис. 1). Задача решается численно в 4-мерном фазовом пространстве, где скорость одного из игроков переменна.

Традиционно под дифференциальной игрой понимается конфликтная ситуация, которая может быть описана системой обыкновенных дифференциальных уравнений. В работе традиционный подход Айзекса, создателя теории дифференциальных игр, развивается применительно к задаче об оптимальном уклонении.

Рассмотрим движение игроков P (перехватчик) и E (уклоняющийся от столкновения игрок), пренебрегая силой тяжести. Скорость игрока E переменна, и он движется под действием нормальной и тангенциальной сил, которые в общем случае зависят от величины w_1 . Игрок P стремится минимизировать расстояние PE , а игрок E – его максимизировать (рис. 1).

Целью решения настоящей дифференциальной игры стало построение барьера (границы зоны захвата и зоны избежания захвата) в четырехмерном фазовом пространстве, который разделяет области гарантированного уклонения и гарантированного захвата.

Объектом исследования стало движение двух игроков на плоскости в системе координат, связанной с одним из них.

Предметом работы является зависимость уклонения минимизирующего игрока от определяющих параметров задачи (начальная скорость, коэффициенты нормальной и тангенциальной сил).

Инструмент исследования – написанная автором данной статьи программа (на языке Fortran) численного решения дифференциальной игры качества в 4-мерном фазовом пространстве (система обыкновенных дифференциальных уравнений характеристик, дополненная основным уравнением платы).

Задачами исследования, необходимыми для достижения поставленной цели, стали:

1. Отработка постановки задачи дифференциальной игры качества в четырехмерном фазовом пространстве как развитие соответствующей 3-мерной игры двух автомобилей, предложенной Р. Айзексом.

2. Выбор численного метода решения дифференциальной игры; описание особенностей алгоритма решения и программной реализации для использования ЭВМ.

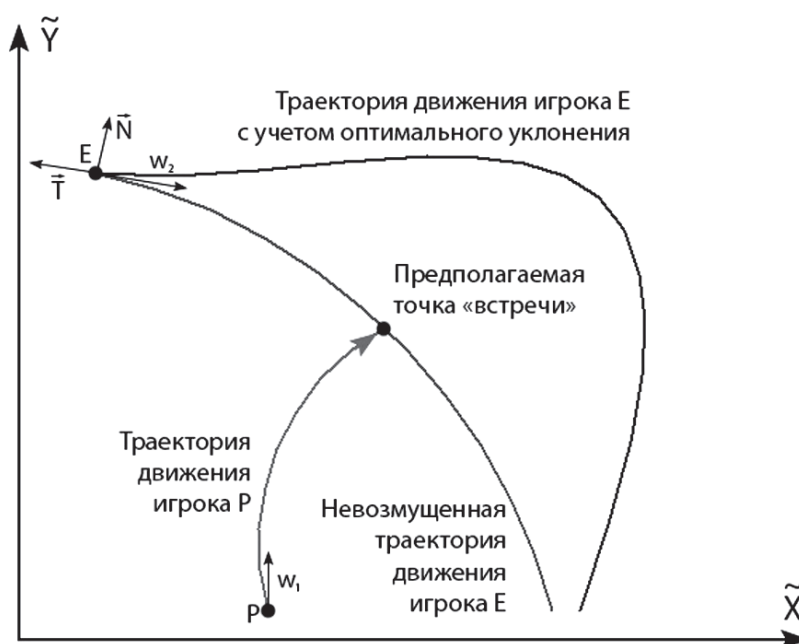


Рис. 1. Схема перехвата и уклонения
Fig. 1. The scheme of interception and evasion

3. Верификация (тестирование, проверка) расчетной схемы и программы расчета на известных аналитических решениях.

4. Параметрические исследования и их обобщение в виде графиков зависимостей

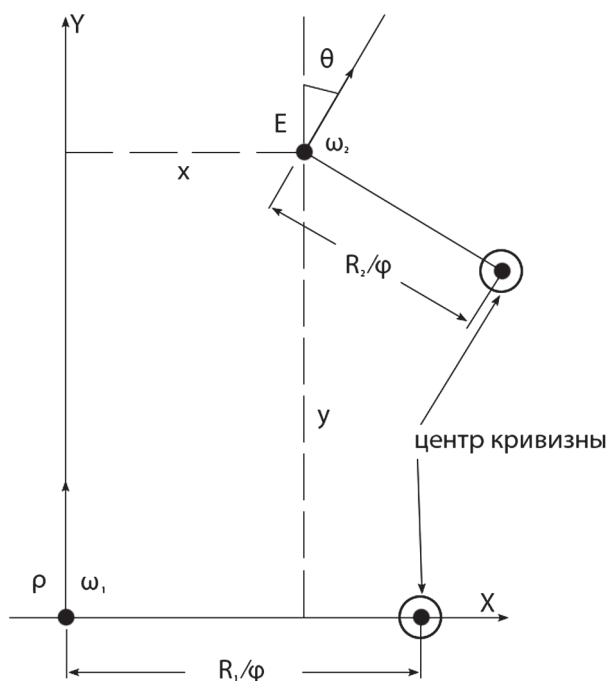


Рис. 2. Схематизация дифференциальной игры в системе координат, связанной с минимизирующим игроком
Fig. 2. The scheme of a differential game in a system of coordinates connected with the minimizing player

потерь скорости и динамики области перехвата, а также иллюстрация результатов расчета в виде поверхности барьера.

Результаты работы изложены на научно-технической конференции профессорско-преподавательского состава и аспирантов МГУЛ по итогам научно-исследовательской деятельности за 2012 г.

Постановка задачи для численного решения дифференциальной игры в четырехмерном фазовом пространстве

В качестве модельной выберем задачу о столкновении двух автомобилей. Игроки P и E движутся на плоскости, скорость каждого из них фиксирована (или ограничена), кривизна траекторий ограничена. Захват происходит при условии, что расстояние между двумя игроками становится меньше определенной наперед заданной величины l . Схема выбора геометрических координат представлена на рис. 1.

Минимизирующий игрок на автомобиле P стремится столкнуться с игроком E. Максимизирующий игрок E стремится избежать столкновения. Настоящая дифференциальная игра была решена аналитически Айзексом в 3-мерном фазовом пространстве координат x, y, θ .

Система обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающая «игру двух автомобилей» в трехмерном фазовом пространстве, предложенная Р. Айзексом, дополнена уравнением изменения скорости уклоняющегося игрока E при квадратичной зависимости от его скорости тангенциальной и нормальной сил $\dot{w}_1 = -kC_\tau^{(2)}w_1$ и переписана с учетом зависимостей нормальной и тангенциальной сил

$$\begin{aligned} R_1 &= w_1^2/N_1, R_2 = w_2^2/N_2, \\ N_1 &= kC_N^{(1)}w_1^2, N_2 = kC_N^{(2)}w_2^2, \\ R_1 &= 1/kC_N^{(1)}, R_2 = 1/kC_N^{(2)}, \end{aligned}$$

где N_1, N_2 – нормальные силы игроков P и E ;
 $C_N^{(1)}, C_N^{(2)}$ – коэффициенты нормальных сил игроков P и E ;
 k – масштабирующий коэффициент для выделения безразмерных аэродинамических коэффициентов, учитывающих высоту полета, массу игроков и их характерную площадь;
 $C_\tau^{(2)}$ – коэффициент тангенциальной силы игрока E .

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -w_1kC_N^{(1)}y\varphi + w_2\sin\theta, \\ \dot{y} &= w_1kC_N^{(1)}x\varphi - w_1 + w_2\cos\theta, \\ \dot{\theta} &= -w_1kC_N^{(1)}\varphi + w_2kC_N^{(2)}\psi, \\ \dot{w}_1 &= -kC_\tau^{(2)}w_1^2, \end{aligned} \quad (1)$$

где x и y – геометрические координаты (уклоняющегося игрока E в системе координат, связанной с игроком P);
 w_1 и w_2 – скорости игроков P и E ;
 R_1 и R_2 – минимальные радиусы кривизны траекторий P и E ;
 θ – ориентация вектора скорости (w_2) уклоняющегося игрока E ;
 φ и ψ – параметры управления движением игроков P и E , $-1 \leq \varphi, \psi \leq 1$.

Система уравнений (1) описывает движение обоих игроков в четырехмерном фазовом пространстве в подвижной системе координат, связанной с игроком P . Направление оси ординат совпадает с направлением вектора скорости игрока P .

Область захвата (где игрок P однозначно при оптимальном своем поведении ($\bar{\varphi} = opt\varphi(\bar{x})$) сблизится с игроком E на дистанцию $|PE| < l = 1$, а игра будет иметь плату (+1)) и область избежания захвата (при оптималь-

ном поведении ($\bar{\psi} = opt\psi(\bar{x})$) игрок E обеспечит выполнение условия $|PE| > l = 1$, а игра будет иметь плату (-1)). На поверхности раздела предполагается, что игра имеет нулевую плату (нейтральный для игроков исход). Эта поверхность касается терминальной поверхности (в нашем случае цилиндра с радиусом $l = 1$ и центром в точке P) вдоль линии (при фиксированном w_2 – в точке на геометрической плоскости), где выполняется условие $|PE| = l = 1$.

Для построения поверхности барьера (имеющего в каждой точке нормаль $\bar{v} = \{v_1, v_2, v_3, v_4\}^T$) достаточно найти траекторию (совокупность траекторий в четырехмерном фазовом пространстве), удовлетворяющую условию полупроницаемой поверхности

$$\sum_i v_i f_i(\bar{x}, \bar{\varphi}, \bar{\psi}) = 0$$

как основному уравнению дифференциальных игр.

В рассматриваемом случае основное уравнение (аналог функции Гамильтона, используемое в работах Ф.Л. Черноушко [5] и Л.С. Понтрягина [7]) имеет вид

$$\min_{\varphi} \max_{\psi} \left\{ \begin{aligned} &v_1 \left(-\frac{w_1}{R_1} y\varphi + w_2 \sin\theta \right) + \\ &+ v_2 \left(\frac{w_1}{R_1} x\varphi - w_1 + w_2 \cos\theta \right) + \\ &+ v_3 \left(-\frac{w_1}{R_1} \varphi + \frac{w_2}{R_2} \psi \right) + v_4 \left(-kC_\tau^{(2)} w_1^2 \right) \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

Непосредственное решение игры качества (построение барьера) получено с использованием системы уравнений характеристик в регрессивной форме

$$\begin{aligned} \overset{0}{x} &= w_1kC_N^{(1)}y\varphi - w_2 \sin\theta, \\ \overset{0}{y} &= -w_1kC_N^{(1)}x\varphi + w_1 - w_2 \cos\theta, \\ \overset{0}{\theta} &= w_1kC_N^{(1)}\varphi - w_2kC_N^{(2)}\psi, \\ \overset{0}{w}_1 &= kC_\tau^{(2)}w_1^2, \quad \overset{0}{v}_1 = \frac{w_1}{R_1}\varphi v_2, \quad \overset{0}{v}_2 = \frac{w_1}{R_1}\varphi v_1, \\ \overset{0}{v}_3 &= v_1 \cos\theta - v_2 \sin\theta, \\ \overset{0}{v}_4 &= v_1 \sin\theta + v_2 \cos\theta + \frac{\psi v_3}{R_2} - 2kC_\tau^{(2)}w_1 v_4 \end{aligned}$$

совместно с условием (2).

Сходимость результатов от шага интегрирования по времени
The convergence of results from time integration step

Dt	0,1	0,08	0,05	0,02	0,01	0,005	0,001
Δy (Эйлер)	4,25200 7,102 %	4,18884 5,560 %	4,104855 3,444 %	4,02126 1,337 %	3,99325 0,632 %	3,97933 0,281 %	3,96819
Δy (Рунге-Кутты)	3,83354 3,291 %	3,85515 2,746 %	3,89616 1,712 %	3,93753 0,668 %	3,95143 0,317 %	3,95840 0,142 %	3,96401
w_2 (Эйлер)	2,75904 0,6247 %	2,75487 0,4727 %	2,74982 0,2885 %	2,74493 0,1101 %	2,74334 0,0521 %	2,74254 0,0230 %	2,74191
w_2 (Рунге-Кутты)	2,72985 0,4304 %	2,73207 0,3494 %	2,73602 0,2054 %	2,73957 0,0759 %	2,74069 0,0350 %	2,741224 0,0155 %	2,74165

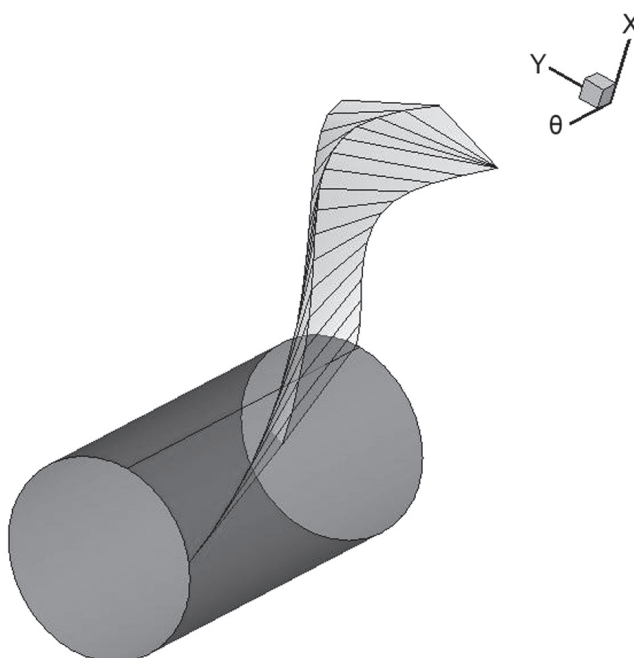


Рис. 3. Терминальная поверхность и поверхности барьеров 4-мерного фазового пространства: вдоль оси симметрии цилиндра отложен угол θ
 Fig. 3. Fig. 3. The terminal surface and the surface of the barriers of a 4-dimensional phase space: an angle θ marked along the symmetry axis of the cylinder

Начальные условия для каждого из уравнений характеристик

$$x^{(0)} = l \sin s_1, y^{(0)} = l \cos s_1, \theta^{(0)} = s_2,$$

$$w_2^{(0)} = s_3, v_1^{(0)} = \sin s_1, v_2^{(0)} = \cos s_1,$$

$v_3^{(0)}$ – определяется из параметрического уравнения функции платы,

$$v_4^{(0)} = 0.$$

Численное решение дифференциальной игры в четырехмерном фазовом пространстве

Для численного решения данной задачи была разработана программа на языке Fortran. Программа состояла из трех блоков расчета:

- фазовых координат в каждый момент времени,
- компонентов нормали к фазовой траектории,
- оптимальных траекторий φ и ψ как результата численного решения уравнения платы.

Настоящий метод идейно близок к методу локальных вариаций, предложенному Ф.Л. Черноусько.

В таблице представлены зависимости значений фазовых координат в точке окончания расчета в зависимости от шага интегрирования, полученные с использованием

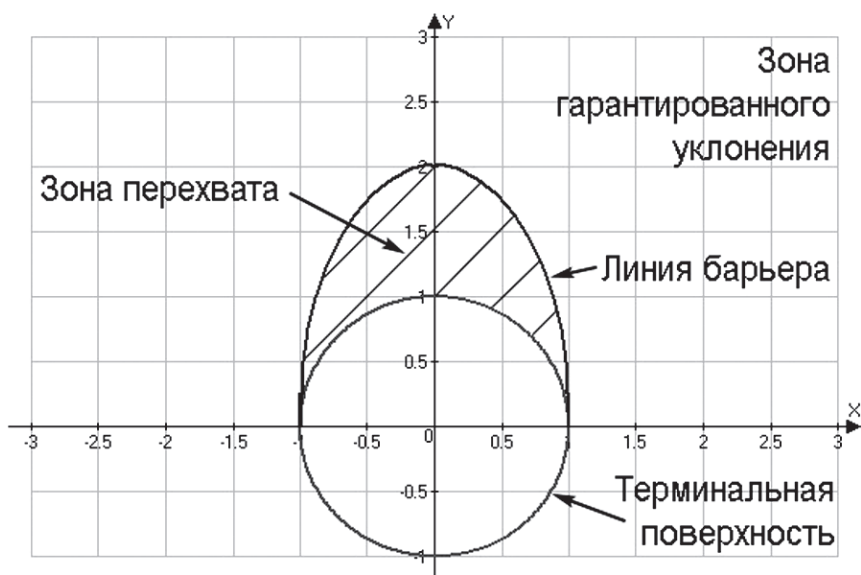


Рис. 4. Терминальная поверхность и линия барьера для 4-мерного фазового пространства
 Fig. 4. The terminal surface and a barrier line for the 4-dimensional phase space

численных методов Эйлера и Рунге-Кутты 4 порядка точности.

Достоверность результатов численного расчета была подтверждена путем сравнения фазовых траекторий соответствующего аналитического решения с тем, что было получено Айзексом. В качестве тестовой была выбрана двухмерная задача о «шофере-убийце».

Рассмотрим иллюстрацию результатов численных расчетов – терминальную поверхность и барьер.

Под барьером, согласно теории Айзекса, понимается некая сингулярная поверхность в пространстве фазовых координат, которая отделяет точки, для которых можно осуществить захват, от тех точек, для которых возможно избежать его. Терминальная поверхность, в данном случае поверхность цилиндра с радиусом l , ограничивает непосредственно область захвата, т. е. в случае попадания в нее точки E игра заканчивается победой игрока P .

Как результат численного решения дифференциальной игры качества в четырехмерном фазовом пространстве получена поверхность барьера. На рис. 3 представлены терминальная поверхность и поверхность барьера 4-мерного фазового пространства, где вдоль оси симметрии цилиндра отложен

угол θ – угол ориентации вектора скорости уклоняющегося игрока E . На рис. 4 схематично показаны зона перехвата, линия барьера, терминальная поверхность и зона гарантированного уклонения.

Выводы

Для дифференциальной игры на оптимальное уклонение в 4-мерной остановке получена система уравнений движения, функция платы, а также система уравнений характеристик с начальными условиями, учитывающие изменение скорости и маневренных характеристик одного из игроков в процессе уклонения.

Разработан алгоритм и программа решения 4-мерной дифференциальной игры на оптимальное уклонение, позволяющий устанавливать зависимости изменения фазовых координат редуцированной игры для различных маневренных возможностей игроков.

Для задачи оптимального управления получены показатель эффективности и схема синтеза соответствующего критерия эффективности.

Достоверность полученных результатов подтверждена сравнением с известными аналитическими решениями и сходимостью численного решения по сетке управляющих параметров.

Библиографический список

1. J. von Neumann, Morgenstern O., The theory of games and economic behavior, Princeton University Press, 1947.
2. Айзекс, Р. Дифференциальные игры / Р. Айзекс. – М.: Мир, 1967. – 480 с.
3. Лебедев, А.А. Основы синтеза систем летательных аппаратов / А.А. Лебедев. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
4. Аэродинамика летательных аппаратов. – М.: РДК ФГУП ЦНИИмаш. – 2002.
5. Черноусько, Ф.Л. Вариационные задачи механики и управление / Ф.Л. Черноусько, Н.В. Баничук. – М.: Наука, 1973. – 238 с.
6. Галактионов, А.Ю. Численный расчет аэродинамических характеристик скоростных летательных аппаратов оптимальной формы с малоинерционными органами управления / А.Ю. Галактионов // XIII-я научно-техническая конференция Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского, 2012.
7. Понтрягин, Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкелидзе, Е.Ф. Мищенко. – М.: Наука, 1969. – 384 с.
8. Дмитриевский, А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 608 с.
9. Хейз, У.Д. Теория гиперзвуковых течений / У.Д. Хейз, Р.Ф. Пробстин. – М.: Издательство иностранной литературы, 1962. – 608 с.
10. Петров, К.П. Аэродинамика тел простейших форм / К.П. Петров. – М.: Физматлит, 1998. – 432 с.
11. Остославский, И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с.

**THE NUMERICAL SOLUTION OF ONE DIFFERENTIAL GAME
OF QUALITY IN A FOUR-DIMENSIONAL PHASE SPACE**

Blinova E.S., gr. MSFU

ekaterina4likhacheva@gmail.com

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia

A differential game in four-dimensional phase space has been overlooked with respect to the problem of avoiding a collision between two vehicles, proposed by R. Isaacs. Unlike earlier versions, the present solution is obtained numerically using a computer for the case when the evader is influenced by the game variables: the normal and tangential to the trajectory forces. Use of square dependences of normal and tangential forces from the speed of the evading player allowed to develop the math procedures of criterion synthesis for an optimality of evasion of the aircraft. Reliability of the results is confirmed by comparison with the already known analytical and numerical data on game problems.

Keywords: differential game of quality, phase space, phase trajectories, phase coordinates, numerical method, barrier, terminal surface, system of the ordinary differential equations, optimum control.

References

1. J. von Neumann, Morgenstern O., The theory of games and economic behavior, Princeton University Press, 1947.
2. Ayzeks R. *Differentsial'nye igry* [Differential games]. Moscow: Mir, 1967. 480 p.
3. Lebedev A.A. *Osnovy sinteza sistem letatel'nykh apparatov* [Bases of synthesis of systems of aircraft], Moscow: Mashinostroenie. 1987. 224 p.
4. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* [Aerodynamics of aircraft] RDK FGUP TsNIImash., 2002.
5. Chernous'ko F.L., Banichuk N.V. *Variatsionnye zadachi mekhaniki i upravlenie* [Variation problems of mechanics and management]. Moscow: Nauka, 1973. 238 p.
6. A.Yu. Galaktionov. *Chislennyi raschet aerodinamicheskikh kharakteristik skorostnykh letatel'nykh apparatov optimal'noy formy s maloinertsionnymi organami i upravleniya* [Numerical calculation of aerodynamic characteristics of high-speed aircraft of an optimum form with quick-response governing bodies]. XIII scientific-technical conference of the N.E. Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute, 2012.
7. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimum processes]. Moscow: Nauka, 1969. 384 p.
8. Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* [Exterior ballistics]. Moscow: Mashinostroenie, 2005. 608 p.
9. Kheyz. U.D., Probstin R.F. *Teoriya giperzvukovykh techeniy* [Theory of hypersonic currents]. Moscow: Foreign Literature Publishing House, 1962. 608 p.
10. Petrov K.P. *Aerodinamika tel prosteyshikh form* [Aerodynamics of bodies of the elementary forms]. Moscow: Fizmatlit, 1998. 432 p.
11. Ostoslavskiy I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov* [Dynamics of flight. Trajectories of aircraft]. Moscow: Mashinostroenie, 1969. 500 p.

СОСТОЯНИЕ И ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ ТРЕНАЖЕРНЫХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ЭКИПАЖЕЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Д.В. ПУТИЛИН, *асп. каф. систем автоматического управления МГУЛ, инженер-электроник ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина»*,

С.В. ИГНАТЬЕВ, *доц., зам. начальника управления по научно-исследовательской и испытательной работе в ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина», канд. техн. наук*

den@novocherkassk.net

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина»,

141160, Московская область, Россия, Звездный городок

В российской космической отрасли ведутся разработки проекта пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП), который включен в состав перспективной пилотируемой транспортной системы (ППТС) и предназначен для решения задач транспортно-технического обеспечения орбитальных станций, технического обслуживания и ремонта автоматических космических аппаратов, выполнения широкого спектра научно-прикладных исследований и экспериментов, а также для реализации пилотируемых полетов на Луну и обеспечения транспортировки грузов на трассах «Земля–Луна». В связи с усложнением задач, решаемых экипажами перспективных космических систем, необходимо создание современных средств подготовки космонавтов (тренажеров, стендов и т. д.). В статье на основе анализа текущего проекта перспективной пилотируемой транспортной системы сделаны выводы о том, какие именно тренажеры ПТК НП необходимо создать на базе Центра подготовки космонавтов им. Ю.А.Гагарина и какие задачи будет решать каждый из них в условиях, когда, с одной стороны, каждую из задач подготовки экипажей должны решать минимум два тренажера, а с другой стороны, количество тренажеров должно быть минимальным. Приведена типовая структура тренажера ПТК НП, а также проанализированы некоторые проблемы, с которыми придется столкнуться разработчикам при создании тренажеров ПТК НП, в том числе, вопрос очередности ввода в строй тренажеров и обеспечение параллельной работы двух комплексов тренажеров на время одновременной подготовки экипажей кораблей старого («Союз») и нового типа (ПТК НП). Кроме того, приведено краткое обоснование целесообразности объединения всего комплекса тренажеров в единую сеть.

Ключевые слова: перспективный космический корабль, пилотируемая космонавтика, обзор, тренажеры.

С о времени запуска первых орбитальных космических станций типа «Салют» методы и средства решения задач отечественной пилотируемой программы не претерпели серьезных изменений. Сегодня эти цели сформулированы в российской космической программе, но для их достижения необходимы новые средства. В настоящее время разрабатывается проект создания перспективной пилотируемой транспортной системы (ППТС), которая в перспективе возьмет на себя функции используемого в наши дни корабля «Союз ТМА-М» [1]. Но не только: ППТС предназначена для решения задач транспортно-технического обеспечения орбитальных станций, технического обслуживания и ремонта автоматических космических аппаратов, выполнения широкого спектра научно-прикладных исследований и экспериментов, а также для реализации пилотируемых полетов на Луну и обеспечения транспортировки грузов на трассах «Земля–Луна» [2]. В связи с этим

появилась необходимость создания новых средств подготовки экипажей: тренажеров и тренажерных комплексов.

В качестве ядра ППТС ракетно-космической корпорацией «Энергия» представлен перспективный пилотируемый транспортный корабль нового поколения (ПТК НП). Предполагается создать две модификации корабля ПТК: для полетов по околоземной орбите и для полетов к Луне и по окололунной орбите [3]. ПТК для транспортировки космонавтов на орбитальные пилотируемые станции, автономно летающие модули-лаборатории, а также для возвращения экипажа и полезного груза на Землю – в отличие от корабля «Союз ТМА» – способен вместить 6 человек экипажа и 500 кг полезного груза [3]. Эта модификация ПТК (далее по тексту – ПТК-С) состоит только из одного герметичного отсека, который возвращается на Землю и может использоваться до 10 раз. Внешний вид корабля ПТК НП представлен на рис.1.

ПТК, предназначенный для транспортировки грузов и экипажей на Луну (далее по тексту – ПТК-Л), дооснащен дополнительным двигательным отсеком и разгонным блоком. На борту корабля ПТК-Л экипаж сможет проводить до 14 суток в автономном полете. Таким образом, корабль ПТК-Л возможно использовать и в качестве окололунной космической станции для проведения экспериментов на лунной орбите [2]. Схема полета корабля ПТК-Л состоит из следующих этапов [3]:

- старт корабля ПТК-Л с космодрома «Восточный»;
- включение разгонного блока и перелет на орбиту Луны;
- отделение разгонного блока от ПТК-Л;
- стыковка ПТК-Л с лунным модулем (ЛМ);
- полет в автоматическом режиме по окололунной орбите;
- переход экипажа в ПТК-Л и перелет на орбиту Земли продолжительностью до 5 суток;
- спуск возвращаемого аппарата ПТК-Л на Землю.

Первый беспилотный запуск нового корабля ПТК НП намечен на 2017–2018 г. [4, 5]. Соответственно корабль ПТК НП в лунной модификации будет запущен не раньше 2025 г. [6], поэтому в настоящий момент нет даже эскизного проекта лунного модуля. В то же время можно предположить, что он будет включать посадочный блок, который остается на поверхности Луны, и взлетную часть, которая транспортирует экипаж и грузы обратно на окололунную ор-

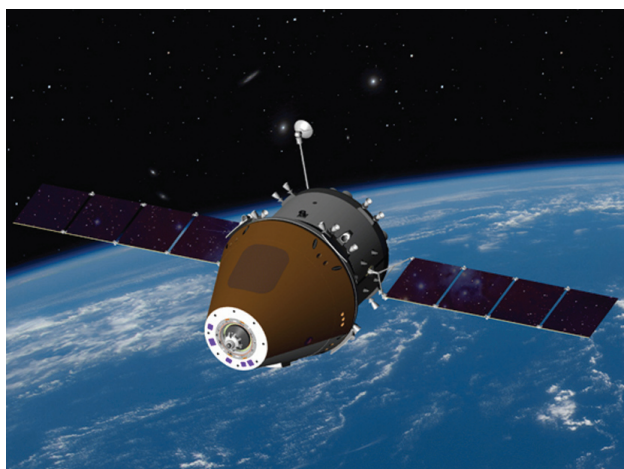


Рис. 1. Внешний вид корабля ПТК-С
Fig. 1. The exterior of the PTK-S ship

биту. Необходимо отметить, что одной из отличительных особенностей лунного модуля будет наличие пассивного стыковочного узла для его стыковки с кораблем ПТК-Л [3].

Принятие решения о создании перспективной пилотируемой транспортной системы поставило вопрос о проектировании средств подготовки экипажей к полету на новых космических кораблях.

Для полноценной подготовки экипажей (в том случае, если речь идет о качественно новом космическом корабле) тренажер для первого пилотируемого полета должен быть создан минимум за 2 года до полета [7]. Поэтому, если первый пилотируемый полет планируется на 2020-й г., то тренажер для подготовки первого экипажа должен быть создан не позднее 2018 г. В то же время, опыт создания тренажеров корабля «Союз» показал, что для создания нового тренажера необходимо около 2 лет, что необходимо учитывать при разработке планов-графиков создания тренажеров нового корабля [7].

Одной из главных проблем создания тренажеров для ПТК является существенное возрастание потока подготовки экипажей. Так, после начала штатной эксплуатации ПТК-С будет совершать до 6 полетов в год. В настоящее время совершается 4 полета в год на корабле «Союз ТМА-М». И как показывает практика, для подготовки восьми экипажей в год (с учетом дублирующих) хватает двух комплексных тренажеров (при этом один из них практически постоянно находится в доработке) и трех специализированных тренажеров по динамическим режимам управления. При этом стоит заметить, что комплексные тренажеры, особенно во время доработок на одном из них, часто перегружены тренировками. Поэтому один из специализированных тренажеров используется для разгрузки комплексных тренажеров, а другой – на случай отказов или доработок – находится в постоянном, так называемом «холодном» резерве. Таким образом, всего имеется 5 тренажеров без учета функционально-моделирующих стендов, обеспечивающих подготовку 8 экипажей в год.

Расчеты показывают, что для подготовки 12 экипажей ПТК-С в год (с учетом дублирующих) потребовалось бы 8 тренажеров.

В то же время для подготовки экипажей лунных миссий с использованием ПТК-Л дополнительно потребуется создание тренажеров других типов для отработки уникальных полетных операций на этапах:

- межпланетного перелета корабля ПТК-Л;
- автономного полета корабля ПТК-Л на окололунной орбите;
- сближения и стыковки с лунным модулем;
- полета в связке;
- расстыковки и отлета к Земле;
- спуска со второй космической скоростью в атмосфере Земли.

Прямое наращивание количества тренажеров для решения каждой из этих специфических задач подготовки потребовало бы существенных дополнительных площадей, соответствующего дополнительного дорогостоящего оборудования и увеличения штата сотрудников, обеспечивающих подготовку.

Поэтому для сокращения количества тренажеров предлагается создать комплекс так называемых «многофункциональных» тренажеров (для тренировок по содержанию близким полетным задачам), обеспечивающих максимальное совмещения функций на каждом из тренажеров, а также дублирования функциональных возможностей без ущерба для выполнения основных режимов. Вплоть до того, чтобы специализированные тренажеры дублировали некоторые функции комплексных (в случае остановки комплексного тренажера на доработку). При этом необходимый запас пропускной способности мог бы обеспечиваться вводом в строй дополнительных экземпляров тренажеров.

Таким образом, предлагается, чтобы тренажеры одного и того же назначения соответствовали нескольким полетным задачам. Более того – задачам, которые относятся к разным этапам полета. Расчеты показывают, что разработка номенклатуры комплексных и специализированных тренажеров с учетом максимально возможного совмещения близких по составу операций элементов полетной деятельности в каждом из них дает существенную экономию, связанную с сокращением

количества специализированных технических средств подготовки почти на 30 % [8]. А с учетом учебно-тренировочных макетов, предназначенных для обеспечения теоретической и начальной практической подготовки операторов, нагрузка на тренажеры может быть даже снижена.

Подобная оптимизация номенклатуры тренажеров ПТК показала, что для обеспечения подготовки 12 экипажей ПТК-С и 4 экипажей ПТК-Л в год будет достаточно 6 типов тренажеров и один УТМ. Краткое описание назначения и этих тренажеров, и УТМ приведено ниже.

1. Комплексный тренажер ПТК-С.

Тренажер ПТК-С предназначен для обеспечения проведения подготовки экипажей к выполнению маневров, сближения с орбитальной станцией и спуска с орбиты с имитацией работы всех бортовых систем и всех этапов полета. На тренажере также должна частично обеспечиваться подготовка экипажей ПТК-Л в объеме соответствующих задач.

2. Комплексный тренажер ПТК-Л № 1.

Тренажер должен являться основным средством подготовки экипажей к полету на корабле ПТК-Л. Для него предлагается сделать акцент на динамические режимы полета корабля и проведение тренировок космонавтов по комплексному управлению системами, режимами и кораблем в целом в штатных и нештатных ситуациях с имитацией работы всех бортовых систем, контролем и регистрацией действий экипажа в процессе работы с реализацией всех режимов и этапов полета. На тренажере за счет наличия макета лунного модуля также можно будет проводить тренировки по режимам полета корабля на окололунной орбите в связке с лунным модулем. На тренажере также должна частично обеспечиваться подготовка экипажей ПТК-С в объеме соответствующих задач.

3. Комплексный тренажер ПТК-Л № 2.

Тренажер предлагается использовать как основное средство подготовки экипажей к полету на корабле ПТК-Л с акцентом на автономный полет корабля ПТК-Л на этапах межпланетного перелета, в связке с лунным

модулем и автономного окололунного полета корабля ПТК-Л во время пребывания лунного модуля на поверхности Луны. Так как такие тренировки предполагают частые перемещения экипажа между отсеками и пребывание большую часть времени в лунном модуле, состыкованные макеты герметичных отсеков предлагается повернуть так, чтобы боковые части макетов возвращаемого аппарата и дополнительного герметичного отсека оказались на полу. На тренажере также должна частично обеспечиваться подготовка экипажей ПТК-С в объеме соответствующих задач.

4. Специализированный тренажер ручных режимов стыковки ПТК (-С и -Л).

Специализированный тренажер ручных режимов стыковки ПТК должен предназначаться для привития навыков ручного управления при стыковке с орбитальной станцией и лунным модулем, расстыковке и расхождении с ними, а также перестыковке с одного узла на другой в штатных и нештатных ситуациях.

5. Специализированный статодинамический тренажер управляемого спуска ПТК на базе центрифуги.

Тренажер решает задачи выработки и поддержания профессиональных навыков космонавтов по управлению ВА ПТК на режимах спуска при воздействии перегрузки на атмосферном участке, в том числе при входе в атмосферу со второй космической скоростью.

6. Специализированный тренажер динамических режимов.

Тренажер динамических режимов должен являться специализированным тренажером, на котором предполагается проводить подготовку космонавтов к полету и на корабле ПТК-С, и на ПТК-Л. При этом основными должны быть динамические режимы во время орбитального полета (маневры на орбите, построение ориентации, сближение и стыковка с орбитальным комплексом, перелет между орбитами Луны и Земли). Поэтому на тренажере нет необходимости предусматривать тренировки космонавтов в скафандрах. Кроме того, на тренажере может использоваться то же моделирующее программное обеспече-

ние, что и на комплексных тренажерах, что позволит проводить занятия по многим другим системам транспортного корабля.

7. Учебно-тренировочный макет «ПТК-Л+ЛМ».

УТМ должен быть предназначен для проведения тренировок экипажей по переходу из возвращаемого аппарата тренажера ПТК-Л в лунный модуль с реализацией штатной системы переходных люков «возвращаемый аппарат–лунный модуль». Задачей УТМ является отработка действий по монтажу и демонтажу оборудования, вследствие чего макет возвращаемого аппарата и лунного модуля должны иметь специальные возможности изменения их компоновки под задачи конкретной тренировки.

Типовая структура тренажера ПТК НП представлена на рис. 2.

Каждый тренажер должен включать следующие системы и устройства [7, 9]:

- рабочее место оператора (макеты обитаемых отсеков корабля) с интерьером и оборудованием рабочих зон аппаратурой в тренажном исполнении, включая пульты космонавтов для управления кораблем;

- вычислительная система с программным обеспечением тренажера, включая модели бортовых систем и движения корабля;

- пульт контроля и управления со средствами отображения необходимых инструктору и инженеру параметров тренировки и управления тренировкой, в том числе средства контроля инструктором всей визуальной информации (изображение с иллюминаторов, оптических приборов, камер, камер наблюдения за космонавтом и т. д.);

- система компьютерной генерации изображений, которая формирует изображение визуальной обстановки во всех средствах наблюдения, используемых экипажем (иллюминаторах, оптических приборах, мониторах и т. д.);

- телевизионная аппаратура, доставляющая сформированную системой компьютерной генерации изображений визуальную информацию к средствам наблюдения;

- устройства сопряжения и обмена, которые обеспечивают связь органов управ-

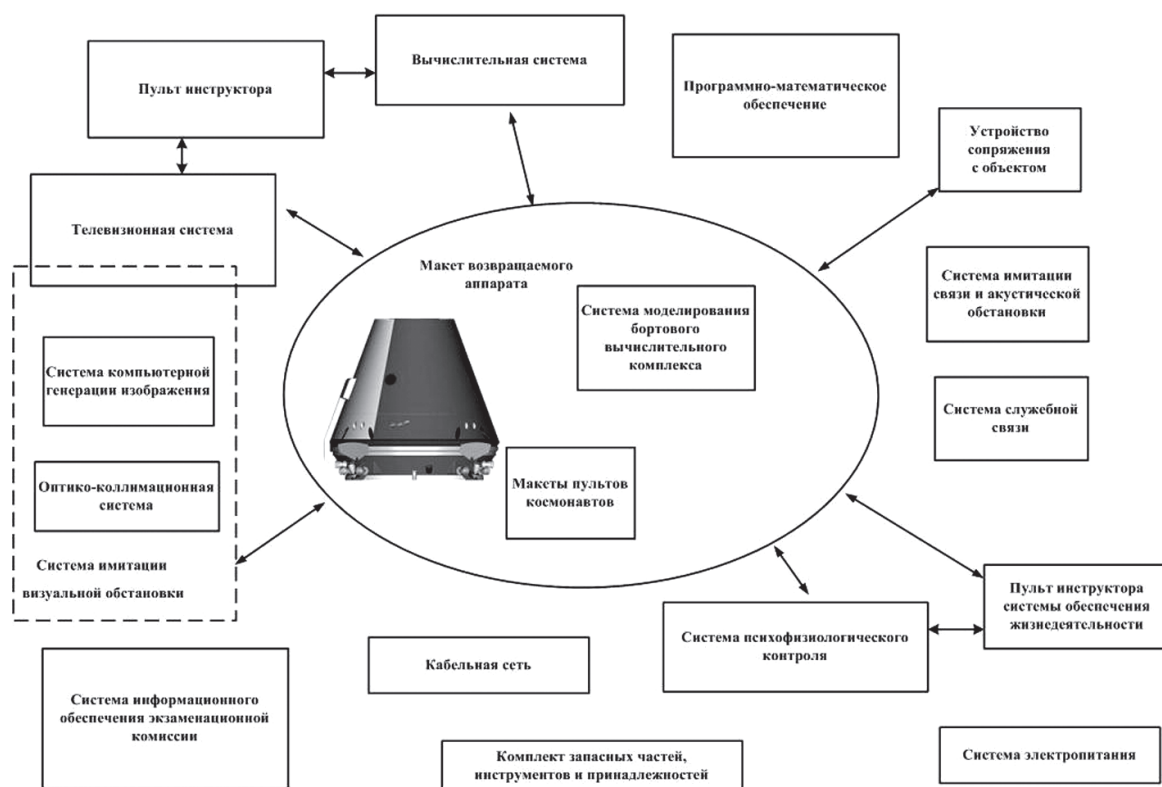


Рис. 2. Типовая структура тренажера ПТК НП

Fig. 2. A typical structure of the new generation transport spacecraft simulator

ления в макете корабля и средств управления на пульте инструктора с программным обеспечением тренажера;

- система имитации акустической обстановки;
- система электропитания;
- устройства обеспечения безопасности и жизнедеятельности обучаемых космонавтов (посадку-высадку, вентиляцию, кондиционирование внутренних рабочих объемов и т. п.).

Важная задача, которую предстоит решить – обеспечение параллельной работы двух комплексов тренажеров – по новому ПТК и действующему ТПК «Союз» – в тот период, когда будет осуществляться «пересменка» кораблей [10].

Для обеспечения тренировок на переходный период потребовалось предусмотреть двухэтапную схему создания тренажеров ПТК. Тренажеры первой очереди, которые будут создаваться на имеющихся в Центре подготовки космонавтов площадях, и тренажеры второй очереди, которые будут созданы на месте демонтированных тренажеров «Союз»

после прекращения полетов ТПК «Союз». Очередность ввода в строй тренажеров определялась исходя из принципа взаимозаменяемости. Например, тренажер ПТК-С сможет дублировать все динамические режимы тренажера ПТК-Л № 1 на этапах выведения, маневров, спуска. Таким образом, комплексные тренажеры ПТК-С и ПТК-Л № 2 вместе смогут легко дублировать все режимы тренажера ПТК-Л № 1, аналогично – по специализированным тренажерам. Тренажер динамических режимов необходим для увеличения пропускной способности комплекса тренажеров, поэтому понадобится позже. УТМ возвращаемого аппарата и лунного модуля также допускает его создание во вторую очередь.

Итак, в первую очередь целесообразно создавать следующие тренажеры:

- комплексный тренажер ПТК-С;
- комплексный тренажер ПТК-Л № 2;
- специализированный тренажер ручных режимов стыковки ПТК;
- специализированный статодинамический тренажер управляемого спуска ПТК на базе центрифуги.

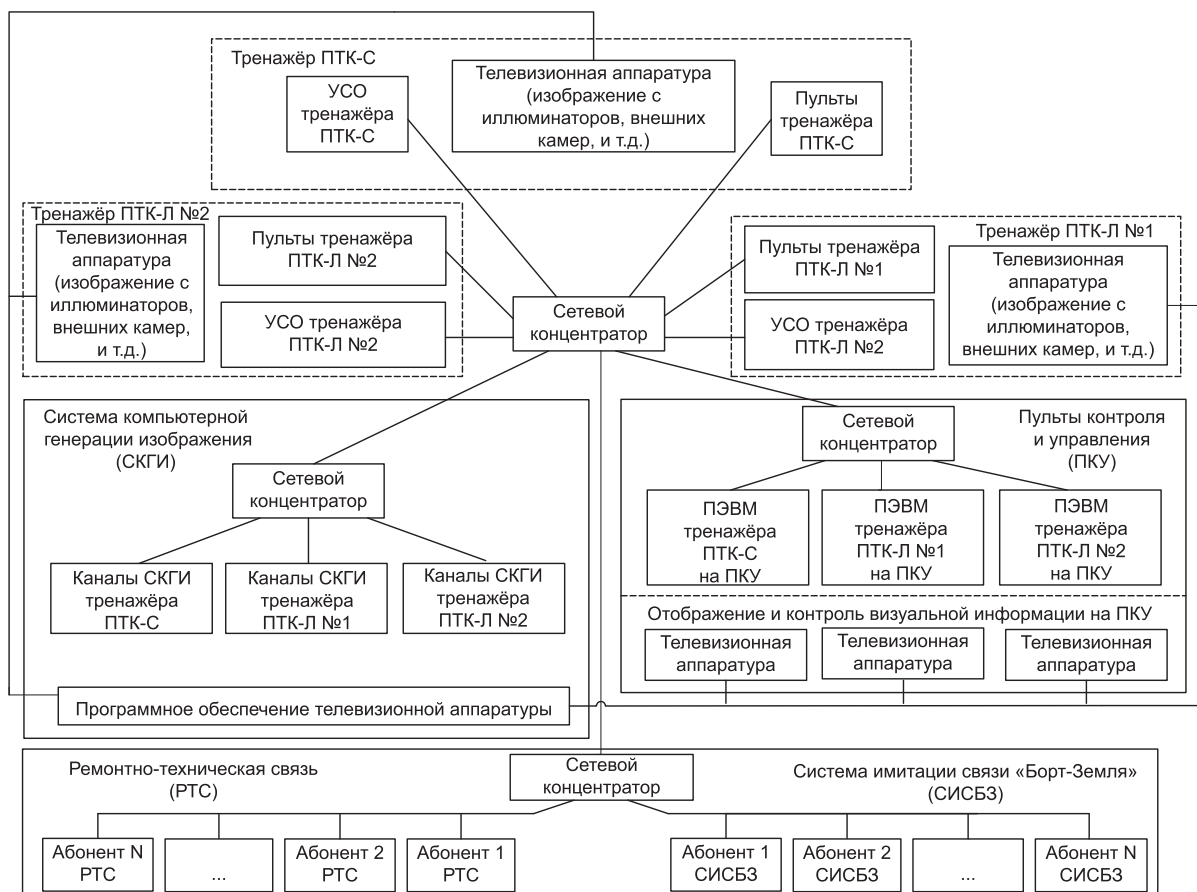


Рис. 3. Единая сеть комплексных тренажеров

Fig. 3. A Unified FFS Network

Все тренажеры строятся с использованием локальных вычислительных сетей. Кроме того, предлагается объединить схожие по назначению тренажеры в единую сеть (рис. 3). Это позволит обеспечить взаимозаменяемость элементов тренажера, а значит – повысить надежность и живучесть комплекса тренажеров в целом [11]. Так, например, при выходе из строя одного из каналов СКГИ тренажера ПТК-Л, для проведения тренировки на этом тренажере может быть задействован один из каналов тренажера ПТК-С, без его физической замены, а только путем программной коммутации каналов системы компьютерной генерации изображений, что потребует около 5 минут [7]. Обязательными для вычислительных сетей тренажеров должны быть:

- обеспечение антивирусной защиты;
- защиты сетей от несанкционированного доступа;
- блокирование связей с какими-либо другими сетями, тем более глобальной.

В заключение необходимо отметить, что проблема проектирования и создания тренажеров для подготовки экипажей на новых кораблях очень часто стоит еще острее, чем создание самого корабля, так как подготовка к полету, а значит и эксплуатация нового тренажера, должны начаться задолго до запуска первой пилотируемой миссии и готовности первого летного образца. От того, насколько качественно и своевременно будут подготовлены экипажи к полету на новом космическом пилотируемом корабле, зависит успех каждой миссии и всей программы в целом.

Библиографический список

1. Попов, В.А. Что придет на смену «Союзам»? / В.А. Попов // Российский космос. – 2013. – № 12 (96).
2. Краснов, А. Перспективный российский корабль доберется до МКС вдвое быстрее предшественника / А. Краснов // Новости Федерального космического агентства. <http://www.federalspace.ru/main.php?id=2&nid=11760>.
3. Prospective Piloted Transport System, PPTS/ACTS. // <http://www.russianspaceweb.com/ppts.html>.

4. Лапота, В.А. В России сохраняются технологии, необходимые для освоения Луны и Марса (интервью с М. Коноваловой) / Лапота В.А. – http://www.energia.ru/ru/news/news-2013/public_02-12.html.
5. Брюханов, Н.А. Мы были вынуждены пересмотреть весь проект полета на Луну (интервью с И. Чеберко) / Н.А. Брюханов. – http://www.energia.ru/ru/news/news-2013/public_01-21.html.
6. Лапота, В.А. Луну пишем, Марс в уме (интервью с Н. Веденеевой). – http://www.energia.ru/ru/news/news-2012/public_10-15.html.
7. Шукшунов, В.Е. Тренажерные комплексы и тренажеры. Технологии разработки и опыт эксплуатации / В.Е. Шукшунов, В.В. Циблиев, С.И. Пототский и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 384 с.
8. Наумов, Б.А. Космические тренажеры. Монография. – Звездный городок: ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», 2013.
9. Лункин, К.С. Опыт создания и эксплуатации вычислительной системы комплекса тренажеров по программе «Мир» / К.С. Лункин. – М.: Авиакосмическое приборостроение, 2005. – № 4.
10. Игнатъев, С.В. Задачи и принципы создания комплекса тренажеров для подготовки космонавтов по лунной и марсианской программам / С.В. Игнатъев, В.П. Хрипунов // Пилотируемые полеты в космос. – № 2(2). – 2011.
11. Бронников, С.В. Проектирование человеко-машинных систем управления. Учебно-методическое пособие / С.В. Бронников. – М.: МГУЛ 2006. – 31с.

CONDITIONS AND FURTHER DEVELOPMENT OF THE COSMONAUTS TRAINING COMPLEXES FOR THE CREWS OF PROSPECTIVE SPACECRAFTS

Putilin D.V., pg. MSFU, electronic engineer, Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Center; **Ignatyev S.V.**, Assoc., deputy head of research and test work, Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Center, Ph.D (Tech.)

den@novocherkassk.net

Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Center, Star City, Moscow Region, Russia, 141160

The Russian space industry is developing a project of a new generation transport spacecraft, which is included in the prospective manned transportation system and is designed to solve the problems of transport and logistics space stations, maintenance and repair of an unmanned spacecraft, and realization of a wide range of research and experiments, the implementation of manned flights to the Moon and the provision of cargo transportation on the highways «Earth-Moon». Due to the meshing of the problems solved by the crews of prospective space systems the creation of modern cosmonaut training (simulators, stands, etc.) is needed. In this article conclusions on the kind of new generation transport spacecraft simulators on the basis of the Gagarin Cosmonaut Training Center are needed. On the first hand, each of the tasks of the crew training must address at least two simulators, on the other hand, the number of simulators should be minimal. Also a typical structure of the new generation transport spacecraft simulator is shown and some of the problems that developers have to face when creating new generation transport spacecraft simulators are analyzed, including prioritization of commissioning and parallel operation of two systems of simulators during simultaneous preparation of the crews of the old («Soyuz») and the new generation transport spacecraft type. Also a brief rationale for combining the entire complex of the simulators into a single network is provided.

Keywords: Prospective spacecraft, piloted space exploration, review, simulators.

References

1. Popov V.A. *Chto pridet na smenu «Soyuzam»* [What will replace «Soyuz»] Rossiyskiy kosmos [Russian space]. 2013. № 12 (96).
2. Krasnov A. *Perspektivnyy rossiyskiy korabl' doberetsya do MKS vdvoe bystree predshestvennika* [Promising Russian ship gets to the ISS twice as fast as its predecessor]. *Novosti Federal'nogo kosmicheskogo agentstva* [News of the Federal Space Agency]. <http://www.federalspace.ru/main.php?id=2&nid=11760>.
3. Prospective Piloted Transport System, PPTS/ACTS. <http://www.russianspaceweb.com/ppts.html>.
4. Lapota V.A. *V Rossii sokhranyayutsya tekhnologii, neobkhodimye dlya osvoeniya Luny i Marsa* [In Russia saved the technologies needed to explore the Moon and Mars] interv'yu s M. Konovalovoy [interview with M. Konovalova]. http://www.energia.ru/ru/news/news-2013/public_02-12.html.
5. Bryukhanov N.A. *My byli vynuzhdeny peresmotret' ves' proekt poleta na Lunu* [We had to rethink the whole project a lunar mission]. interv'yu s I. Cheberko [interview with I. Cherebko] http://www.energia.ru/ru/news/news-2013/public_01-21.html.
6. Lapota V.A. *Lunu pishem, Mars v ume* [Write Moon, Mars in mind] Interv'yu s N. Vedeneevoy [interview with N. Vedeneeva]. http://www.energia.ru/ru/news/news-2012/public_10-15.html.
7. Shukshunov V.E., Tsibliyev V.V., Pototskiy S.I. *Trenazhernye komplekсы i trenazhery. Tekhnologii razrabotki i opyt ekspluatatsii* [Fitness facilities and simulators. Technology development and operational experience]. Moscow: Mashinostroenie, 2005. 84 p.
8. Naumov B.A. *Kosmicheskie trenazhery* [Space simulators]. *Zvezdnyy gorodok: NII TsPK imeni Yu.A. Gagarina* [Star City: Federal State Organization «Yu.A. Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center»], 2013.
9. Lunkin K.S. *Opyt sozdaniya i ekspluatatsii vychislitel'noy sistemy kompleksa trenazherov po programme «Mir»* [Development and operation of complex computer system simulators on the program «Mir»]. Moscow: Aviakosmicheskoe priborostroenie [Aerospace Instrument], 2005. № 4.
10. Ignat'ev S.V., Khripunov V.P. *Zadachi i printsipy sozdaniya kompleksa trenazherov dlya podgotovki kosmonavtov po lunnoy i marsianskoy programmam* [Objectives and principles of complex simulators to train astronauts on the lunar and Martian programs]. *Pilotiruemye polety v kosmos* [Manned flight into space]. № 2 (2). 2011.
11. Bronnikov S.V. *Proektirovanie cheloveko-mashinnykh sistem upravleniya* [Design of man-machine control systems]. Moscow: MSFU, 2006. 31 p.

АКУСТИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ КИПЕНИИ

А.В. КОРОЛЬКОВ, проф. каф. прикладной математики и математического моделирования МГУЛ, д-р физ.-мат. наук

korolkov@mgul.ac.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Большое количество исследовательских работ посвящено изучению шума при нагреве и кипении жидкости. В книге Е.И. Несиса приводится обзор таких работ. Однако единой точки зрения на механизм образования шума при нагреве жидкости и кипении нет. Большинство исследователей считают, что шум исходит от схлопывания в недогретой жидкости на нагревателе паровых пузырей. Автор этой работы полагает, что источником шума при нагреве жидкости является температурное расширение жидкости, не обязательно сопровождаемое фазовым переходом (появлением паровых пузырей). Простые опыты на домашней кухне позволяют это проиллюстрировать. В настоящей работе построена одномерная математическая модель распространения звука в слое жидкости. Источником волн сжатия и разрежения является температурное расширение жидкости около нагревателя. В вычислительном эксперименте установлены зависимости интенсивности и высоты звука от интенсивности нагрева, теплофизических свойств жидкости, геометрических параметров и степени заполнения емкости.

Ключевые слова: шум при нагреве и кипении жидкости, паровые пузыри, температурное расширение, математическая модель, вычислительный эксперимент.

В середине двадцатого века большое количество исследовательских работ было посвящено изучению кипения и шума при нагреве и кипении жидкости. В книге Е.И. Несиса [1] приводится обзор таких работ. Однако единой точки зрения на механизм образования шума при нагреве жидкости и кипении среди авторов нет. Большинство из них считали, что шум исходит от схлопывающихся в недогретой жидкости на нагревателе паровых пузырей [2, 3]. Такой точки зрения придерживаются и современные педагоги и ученые [4–9]. Автор работы полагает, что источником шума при нагреве жидкости является температурное расширение жидкости, не обязательно сопровождаемое фазовым переходом (появлением паровых пузырей). Простые опыты на домашней кухне позволяют это проиллюстрировать. В настоящей работе построена одномерная математическая модель распространения звука в слое жидкости. Источником волн сжатия и разрежения является температурное расширение жидкости около нагревателя. В вычислительном эксперименте установлены зависимости интенсивности и высоты звука от интенсивности нагрева, теплофизических свойств жидкости, геометрических параметров и степени заполнения емкости.

Хорошо известно, что при нагреве жидкости возникают характерные шумы. Уровень и тон шума зависят от многих факторов, таких как интенсивность нагрева, теплофизи-

ческие свойства жидкости, геометрические параметры и степень заполнения емкости.

Проведем простой опыт с электрическим чайником типа «Tefal». Нальем воды и включим чайник. Откроем крышку и заглянем внутрь. Через несколько секунд мы услышим характерное шипение. Поверхность нагревателя хорошо видна, на ней нет «мути» от мелких пузырьков пара (наблюдаются некоторые искажения вида поверхности нагревателя, связанные с неоднородностью плотности жидкости в естественно-конвективном течении). Через некоторое время появляется «муть» (это очень мелкие пузыри пара), затем – все более и более крупные пузыри, тон звука становится ниже, интенсивность звука – меньше и, наконец, звук исчезает при развитии пузырькового кипения.

Проведенный опыт дает основание полагать, что существует механизм образования звука, не связанный с наличием паровых пузырей на нагревателе. В подтверждение этого давайте поставим еще один простенький опыт с электрическим чайником. Наполним чайник водой до отметки min и включим его. Когда звук нагреваемой воды стабилизируется, дольем в чайник еще такой же объем холодной воды. Через несколько секунд звук возобновится, но тон его будет примерно в два раза ниже. Добавление холодной воды «возвращает» процесс на более раннюю стадию нагрева, когда паровые пузыри более мелких размеров.

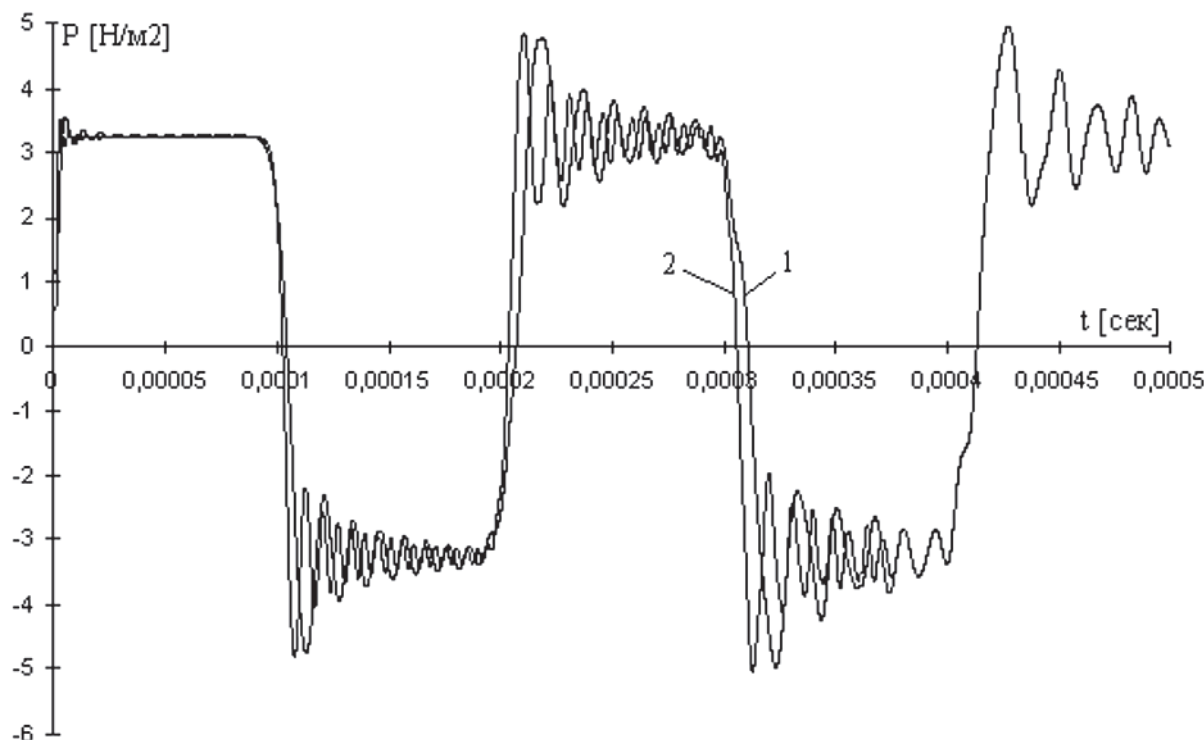


Рисунок. Результат расчета пульсаций избыточного давления у поверхности нагревателя
Figure. The result of the calculation of excess pressure fluctuations at the surface of the heater

Если бы тон звука зависел только от размеров паровых пузырей, то в соответствии с первым опытом он должен был повыситься.

Рассмотрим процесс нагрева жидкости в условиях полной невесомости (чтобы исключить естественную конвекцию). Будем считать, что жидкость является упругой средой, то есть плотность жидкости зависит не только от температуры, но и от давления. Количественной характеристикой упругости жидкости может служить величина

$$k = \partial P / \partial \rho = a^2, \quad (1)$$

где a – скорость звука в жидкости.

Одномерное движение столба жидкости высоты L , нагреваемого с основания заданным тепловым потоком q , может быть описано системой уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho \cdot u}{\partial x} = 0 \\ \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} \\ \frac{\partial T}{\partial t} + u \frac{\partial T}{\partial x} = \chi \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \\ \rho = \rho_0 (1 - \beta(T - T_0)) + \frac{1}{k} P \end{cases} \quad (2)$$

В начальный момент

$$T = T_0, u = 0, \rho = \rho_0. \quad (3)$$

На поверхности нагревателя ($x = 0$)

$$u = 0, \partial P / \partial x = 0, \lambda \cdot (\partial P / \partial x) = -q. \quad (4)$$

На свободной поверхности ($x = L$)

$$P = 0, \partial T / \partial x = 0. \quad (5)$$

Система (2–5) решалась численно методом конечных разностей. Решение представлено на рисунке для воды с начальной температурой 20°C , плотность теплового потока $q = 10^4 \text{ Вт/м}^2$, глубина заполнения (высота столба) $L = 0,05 \text{ м}$. Расчеты проведены на различных конечно-разностных сетках (1 – 100 узлов, 2 – 200 узлов по пространственной координате X).

Чередования волны сжатия с волной разрежения вызваны оттеснением столба жидкости при температурном расширении жидкости около нагревателя и сбросом давления на свободной поверхности. Из расчетов следует, что амплитуда пульсаций давления (громкость шума) пропорциональна интенсивности нагрева (плотности теплового потока), частота пульсаций давления (тон шума) обратно пропорциональна высоте заполнения емкости.

Таким образом, увеличение объема жидкости при ее нагреве является причиной возникновения пульсаций давления. Приведенная одномерная модель лишь иллюстрирует механизм возникновения пульсаций давления. В реальном случае процесс не является одномерным и представляется существенно более сложным. В силу несогласованности пульсаций в различных точках поверхности нагревателя может происходить взаимодействие возмущений и изменение параметров пульсаций, по этой же причине могут рождаться локальные циркуляционные течения.

В поле сил тяжести конвективные движения жидкости обеспечивают подвод холодной жидкости к поверхности нагревателя, что изменяет условия возбуждения пульсаций давления.

Библиографический список

1. Несис, Е.И. Кипение жидкостей / Е.И. Несис. – М.: Наука, 1973. – 280 с.
2. M.F. Osborne, F.H. Holland, J. Acoust. Soc. Amer. 19, № 1, 13 (1947)
3. J.W. Westwater, A.J. Lowery, F.S. Pramuk, Science 122, 332 (1955)
4. Королев, А.В. Причины возникновения термоакустических колебаний в обогреваемых каналах / А.В. Королев, А.Н. Литвин // Тр. Одесского политехн. ун-та. – Одесса, 1999. – Вып. 2(8). – С. 123–126.
5. Пeryшкин, А.В. Физика. 8 класс / А.В. Пeryшкин. – Дрофа. – 2008.
6. Мокрова, И.И. Физика. 8 класс: поурочные планы по учебнику А.В. Пeryшкина «Физика. 8 класс», 2 части / И.И. Мокрова. – М.: Учитель-АСТ, 2003.
7. Единая Коллекция ЦОР № 186334 «Парообразование при кипении». <http://school-collection.edu.ru/catalog/>
8. Единая Коллекция ЦОР № 186485 «Что такое кипение» <http://school-collection.edu.ru/catalog/>
9. Единая Коллекция ЦОР № 205984 «Кипение. Удельная теплота парообразования». <http://school-collection.edu.ru/catalog/>

ACOUSTIC PHENOMENA ON BOILING

Korol'kov A.V., Prof. MSFU, Dr. Sci. (Physics and Mathematics)

korolkov@mgul.ac.ru

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia

Many research papers are devoted to studying the noise during heating and boiling of a liquid. A book by E. I. Nesis provides a review of such works. However, a single point of view on the mechanism of noise formation during heating and boiling of a liquid is not present. Most researchers consider that the reason for this noise is steam bubbles collapse in the liquids near a heater. The author of this work believes that a source of noise during heating is the temperature expansion of a liquid which is not necessarily accompanied by phase transition (steam bubbles occurrence). Simple experiences on home kitchen allow to illustrate it. In this work a one-dimensional mathematical model of sound distribution in a layer of a liquid is constructed. A source of the waves of compression and underpressure is a temperature expansion of a liquid nearby a heater. By a computing experiment the dependences of intensity and frequency of a sound from intensity of heating, properties of a liquid, geometrical parameters and a degree of filling of capacity are established.

Keywords: noise at heating and boiling of a liquid, steam bubbles, temperature expansion, mathematical model, computing experiment.

Referencrs

1. Nesis E.I. *Kipenie zhidkostey* [Boiling of liquids]. Moscow: Science, 1973, 280 p.
2. Osborne M.F., Holland F.H., Acoust. Soc. Amer. 19, № 1, 13 (1947).
3. Westwater J.W., Lowery A.J., Pramuk F.S., Science 122, 332 (1955).
4. Korolev A.V. Litvin A.N. *Prichiny vozniknoveniya termoakusticheskikh kolebaniy v obogrevaemykh kanalakh* [Causes of thermoakustic oscillations in the heated channels]. Odessa, 1999. Vol. 2 (8). p. 123-126.
5. Peryshkin A.V. *Fizika. 8 klass* [Physics. 8 class]. Drofa. 2008.
6. Mokrova I.I. *Fizika. 8 klass: pourochnoe plany po uchebniku A.V.Peryshkina «Fizika. 8 klass»* [Physics. class 8: plans based on A.V. Peryshkin's textbook «Physics. 8 class»] 2 parts. Moscow: Teacher-Ast. 2003.
7. *Edinaya Kolleksiya TsOR № 186334 «Paroobrazovanie pri kipenii»* [The Single Collection COR № 186334 «Vaporization at boiling»], <http://school-collection.edu.ru/catalog/>.
8. *Edinaya Kolleksiya TsOR № 186485 «Chto takoe kipenie»* [The Single Collection COR № 186485 «What is a boiling»], <http://school-collection.edu.ru/catalog/>.
9. *Edinaya Kolleksiya TsOR № 205984 «Kipenie. Udel'naya teplota paroobrazovaniya»* [The Single Collection COR № 205984 «Boiling. Specific heat of vaporization»], <http://school-collection.edu.ru/catalog/>.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ В УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Н.Л. СОКОЛОВ, *ст. науч. сотрудник, зам. нач. ЦУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук,*
И.А. СЕЛЕЗНЕВА, *вед. инженер ЦУП ФГУП ЦНИИмаш,*
Ю.А. КОРНИЕНКО, *вед. инженер ЦУП ФГУП ЦНИИмаш*

sokolov@mcc.rsa.ru, acad10@mail.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Эффективность управления космическими аппаратами во многом зависит от принятия правильных и оперативных решений по выдаче командных воздействий на бортовую аппаратуру КА. Практика показывает, что в ряде случаев только выдача команд немедленного исполнения позволяет предотвратить развитие негативных ситуаций. Качество решения таких задач существенно повышается при использовании интеллектуальных систем управления. В статье приводится структура интеллектуальной системы, где наряду с традиционными блоками, базой знаний и машиной логических заключений введены новые элементы: блок моделирования и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры, блок идентификации полетных ситуаций. Основным блоком системы следует определить базу знаний, включающую базу данных и совокупность решающих правил. Блок моделирования и прогнозирования предназначен для определения эталонных характеристик состояния бортовых систем при «идеальном» исполнении выдаваемых на борт КА командных воздействий. Блок идентификации полетных ситуаций позволяет оценить количественные характеристики реального состояния КА и окружающей среды по сравнению с расчетными. Машина логических заключений предназначена для проведения автоматизированного поиска последовательности выдаваемых командных воздействий, обеспечивающих выход из нештатных ситуаций. Заложенные в интеллектуальную систему возможности идентификации и прогнозирования полетных ситуаций обеспечивают принятие оперативных управленческих решений, в том числе в условиях быстромменяющихся полетных ситуаций. Разработаны общие принципы взаимодействия структурных элементов системы в процессе выработки рекомендаций по принятию управленческих решений. Приводятся примеры формирования интеллектуальных технологических циклов при парировании возникающих нештатных ситуаций. Внедрение интеллектуальных систем в практику обеспечит значительный резерв в повышении оперативности, надежности и эффективности управления и эксплуатации КА.

Ключевые слова: интеллектуальная система, управление, космический аппарат, база знаний, машина логических заключений, блок идентификации нештатных ситуаций, блок моделирования и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры, принятие решений.

В настоящее время во многих странах мира все более широкое применение в различных областях научно-технической деятельности находят интеллектуальные системы управления (ИСУ). С использованием ИСУ также связаны большие перспективы в повышении качества и надежности осуществления космических миссий.

Так, при осуществлении полетов дальнего космоса безальтернативным вариантом управления КА в масштабе времени, близком к реальному, является применение интеллектуальных систем. В условиях отсутствия оперативного взаимодействия с наземными станциями только автономно принятые решения и срочное их исполнение позволит успешно выполнить программы полета КА.

Интеллектуальные системы приобретают важное значение при управлении КА ближнего космоса, особенно в процессе парирования нештатных ситуаций. Практика управления КА показывает, что в ряде слу-

чаев только своевременная выдача в сеансах связи с КА команд немедленного исполнения позволяет предотвратить развитие нештатных ситуаций. При этом возникает необходимость в условиях жестких временных ограничений (продолжительность сеансов связи с КА, движущимися на высотах менее 1000 км, составляет не более 15 минут) провести оперативный анализ и диагностику состояния бортовых систем КА, идентифицировать содержание нештатной ситуации, определить парирующую программу управления, выдать ее на борт КА и оценить факт исполнения командных воздействий.

Анализ отечественных и зарубежных материалов показал отсутствие общего методологического подхода к созданию высокоэффективных интеллектуальных систем управления. Известен ряд работ, где приводятся примеры решения лишь частных задач с использованием интеллектуальных систем в процессе управления КА

[1–5, 8, 9]. В этих работах описывается система парирования нештатных ситуаций и оптимального управления КА Deep Space One [8], рассмотрена система Optimum-AIV [9], исследуются вопросы диагностики работоспособности бортовой аппаратуры КА и выработки рекомендаций по устранению нештатных ситуаций [1, 2], приводится обоснование архитектуры и управляемости дискретных динамических систем [3, 4], представлены варианты базы знаний и основные алгоритмы функционирования интеллектуальных систем [5].

Следует отметить, что общей тенденцией развития ИСУ является создание средств и методов, направленных на достижение задаваемых целей управления в условиях динамически меняющихся полетных ситуаций. При этом одним из важнейших условий достижения заданных целей является эффективная идентификация текущего состояния КА и внешней среды. Кроме того, ИСУ должна обеспечивать возможность оперативного формирования и реализации (при необходимости) корректирующих программ управления, направленных на парирование негативных факторов.

Анализ создания динамических ИСУ показал, что, несмотря на определенные различия в структурном построении этих систем, их общим элементом является база знаний, а основным условием принятия эффективных управленческих решений – создание и развитие базовых решающих правил. Это позволяет обеспечить координацию всех элементов системы в процессе управления объектом и

планирования операций в условиях динамически изменяющихся полетных ситуаций.

Структура интеллектуальной системы

Основным блоком интеллектуальной системы, представленной на рисунке, является база знаний, включающая базу данных и совокупность решающих правил.

База данных представляет собой программную структуру, содержащую множество событий S в виде объектов O , атрибутов A и их значений $Z: S = \langle O, A, Z \rangle$. Например, событие «угол атаки космического аппарата в системе управления движением равен 20° » включает атрибут «угол атаки», объект – «система управления движением» и значение – 20° . Решающие правила $S(U)$ устанавливают соотношения между событиями и действиями в виде: «если S , то U ». В общем случае одно правило может соответствовать наступлению нескольких событий. Выполнение правил направлено на достижение целей функционирования интеллектуальной системы, обозначенных в исходных данных.

Блок идентификации полетных ситуаций предназначен для определения характеристик текущего положения КА и состояния бортовой аппаратуры, их сравнения с прогнозируемыми параметрами, выявления признаков возникновения нештатных ситуаций и необходимости корректировки программ управления.

Блок моделирования и прогнозирования функционирования КА предназначен для определения эталонных характеристик состояния бортовых систем при «идеальном» ис-

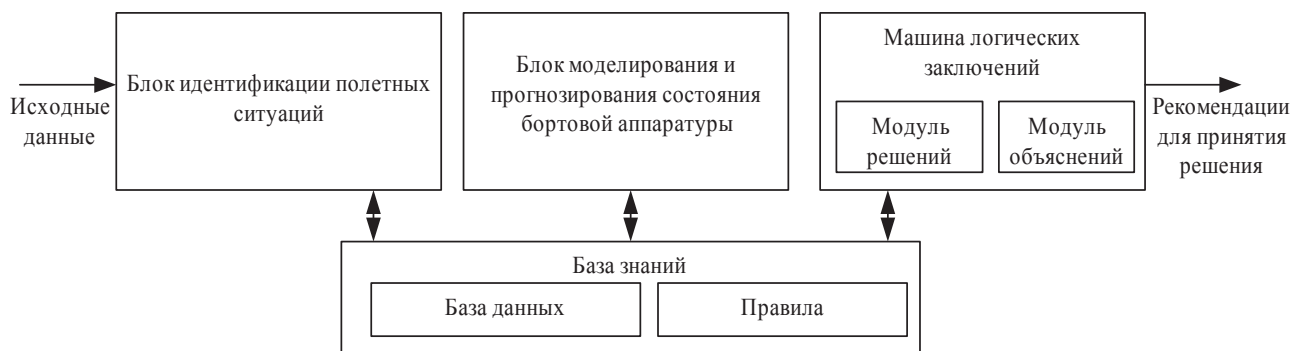


Рисунок. Интеллектуальная система
Figure. Intellectual system

полнении выдаваемых на борт КА командных воздействий. Эти эталонные характеристики сравниваются с реальными параметрами бортовой аппаратуры на основе анализируемой телеметрической информации. По результатам сравнения делаются выводы об исполнении программ управления КА и о состоянии работоспособности бортовой аппаратуры.

Машина логических заключений включает в себя модуль поиска решений и модуль объяснения хода решений. Модуль решений осуществляет автоматизированный поиск последовательности принимаемых решений по выходу из возникающих нештатных ситуаций. Модуль объяснений последовательно информирует оператора системы о логике всех шагов решения задач.

Исходными данными, поступающими на систему, являются предполагаемые к выдате на борт КА программы управления, данные о параметрах бортовых систем, телеметрическая информация о состоянии бортовой аппаратуры КА. Выходными данными являются рекомендации для принятия решений по устранению нештатных ситуаций.

Общие принципы формирования базовых решающих правил

Основой формируемой базы знаний и важнейшим фактором построения эффективных ИСУ является создание совокупности базовых решающих правил, определяющих логические соотношения между идентифицированными полетными состояниями КА и программами управления, обеспечивающими нахождение бортовых систем в работоспособном состоянии.

Прежде всего, такие соотношения формируются на основе эксплуатационной документации на КА при возникновении идентифицированных нештатных ситуаций. Кроме того, осуществляется расширение поля соотношения $S(U)$ за счет:

- создания новых комбинаций командных воздействий, не предусмотренных эксплуатационными документами. Например, для компенсации возможных несанкционированных включений элементов бортовой аппаратуры, а также для повышения надеж-

ности их планируемых отключений при управлении КА «Метеор-3М» был разработан ряд циклограмм типа «Сторож»;

- идентификации вновь возникающих нештатных ситуаций в процессе эксплуатации КА и поиск новых программ управления для парирования этих ситуаций;

- имитации процессов функционирования бортовых систем при воздействии на КА различных программ управления. В результате осуществляется выборка соотношений $S(U)$, представляющих интерес с точки зрения восстановления работоспособности КА;

- поиска нетрадиционных способов управления. Например, использование поворотов панелей солнечных батарей для управления системой ориентации КА «Океан-О».

Во всех рассмотренных случаях, кроме последнего, происходит расширение поля соотношений $S(U)$ в условиях детерминированной модели состояния работоспособности бортовых систем. В последнем случае параметры решающих правил корректируются в зависимости от сложившихся ситуаций.

Вместе с тем могут возникать такие полетные ситуации, при которых практически невозможно заранее сформулировать решающие правила. Например, при входе в атмосферу планеты условия полета КА могут отличаться от номинальных в достаточно широких пределах по значительному числу параметров: крутизне траектории, скорости полета, нарастанию перегрузки, плотности атмосферы и т. д. Число сочетаний всех возможных отличительных вариантов практически не ограничено, и заранее определить все соответствующие корректирующие программы управления не представляется возможным. Для этих случаев решающие правила составляются в виде конечных аналитических зависимостей, определяющих квазиоптимальные управляющие воздействия как функцию от текущих траекторных параметров КА.

Блок идентификации полетных ситуаций

Блок предназначен для определения характеристик текущего положения КА, состояния работоспособности бортовых сис-

тем и оценки параметров внешней среды. Для этого могут быть применены различные бортовые измерительные средства: датчики угловых скоростей, звездные датчики, инфракрасные вертикали, гироскопические системы и т. д. При исследовании планет Солнечной системы представляется эффективным использование бортовых средств определения скоростных перегрузок, действующих на космический аппарат, и алгоритмов расчета кажущейся скорости движения КА в атмосфере V_s . По интенсивности нарастания величины V_s можно сделать выводы об изменении плотности атмосферы, крутизне траекторий спуска, высоте полета КА.

Кроме того, с помощью блока осуществляется сравнение реальных текущих параметров движения КА с прогнозируемыми, выявление признаков возникновения и развития нештатных ситуаций. В результате выявляется необходимость в выработке управляющих воздействий для корректировки траектории полета КА.

Полученные с помощью блока идентификации полетной ситуации результаты являются исходными для формирования решающих правил и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры.

Блок моделирования и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры

Блок моделирования и прогнозирования формируется последовательно в два этапа. На первом этапе составляется общая структура блока с учетом особенностей построения бортовой аппаратуры КА. Приводится описание всех бортовых систем КА. Для каждой системы описываются:

- состав, структура, комплектность;
- перечень и параметры предусматриваемых функциональных режимов;
- телеметрические параметры, их номинальные и допустимые значения;
- управляющие воздействия, подаваемые на систему в виде разовых и программных команд;
- ограничения на последовательность выдаваемых команд и временные интервалы между командами;

– запреты на выдачу командных воздействий.

С учетом того, что номинальные состояния бортовых систем определяются режимами командных воздействий на эти системы, прежде всего прогнозируются «эталонные» состояния бортовой аппаратуры, характеризующие совокупностями телеметрических параметров в зависимости от режимов выдаваемых командных воздействий.

В результате создаваемый блок моделирования и прогнозирования обеспечивает возможность для любого набора допустимых, распределенных по времени командных воздействий $U(t)$, дать описание изменения состояния бортовых систем, т. е. смоделировать «идеальный» вариант функционирования систем при отсутствии ошибок в управлении, неисправностей в работе аппаратуры и случайных возмущающих факторов.

Структура блока предусматривает возможность автоматизированных проверок на принадлежность команд допустимому множеству и на логику выдаваемых последовательностей управляющих воздействий. Существует возможность корректировки исходных данных, в том числе добавления новых режимов управления, внесения дополнительных ограничений на логику выдаваемых команд; хранения, архивации, документирования и графического отображения информации о состоянии бортовых систем.

Таким образом, использование блока моделирования и прогнозирования позволяет получить последовательность эталонных значений телеметрических параметров в процессе имитации подаваемых на борт КА командных воздействий $U(t)$.

На следующем этапе с целью интерпретации и диагностики работоспособности бортовой аппаратуры проводится системный сравнительный анализ эталонных вариантов телеметрических параметров с реальными, получаемыми в сеансах связи с КА.

Интерпретация состояния работоспособности бортовых систем выражается в выявлении или отсутствии признаков возникновения нештатных ситуаций для системы в целом. Предусматривается возможность

детального анализа работоспособности отдельных элементов, входящих в состав бортовой системы, что дает возможность определять те элементы, которые являются причиной нарушения нормального функционирования системы.

Диагностика работоспособности бортовой аппаратуры включает:

- Выявление негативных тенденций в работе как отдельных элементов, так и бортовой системы в целом, в том числе для элементов, находящихся в работоспособном состоянии. Например, выявление устойчивого роста (или снижения) характеристик температурных режимов, увеличение времени заряда химической батареи, уменьшение мощности выходных сигналов при передаче с борта КА телеметрической и целевой информации и др.

- Прогнозирование интервалов времени нормальной работоспособности бортовой аппаратуры без использования корректирующих управляющих воздействий.

- Предварительное выявление возможных причин негативных тенденций. Например, превышение объема наработок бортовой аппаратуры сверх гарантированных эксплуатационных параметров, повышении интенсивности эксплуатации систем и др.

- Выявление взаимно коррелированных процессов (в том числе негативных) при функционировании различных бортовых систем.

В результате выполнения вышеперечисленных функций дается объективная оценка работоспособности бортовой аппаратуры с предполагаемой динамикой развития процессов на борту КА и прогнозируется время нормальной работы элементов аппаратуры, выявляются «проблемные» звенья в бортовых системах КА.

Формирование логических зависимостей

Целью формирования логических зависимостей является поиск и описание причин возникновения и способов устранения возникающих нештатных ситуаций при управлении КА. Процесс составления логических зависимостей включает нахождение

неисправно работающих элементов бортовой аппаратуры, выявление возможных причин нарушения нормального функционирования КА, формирования и обоснования программ управления, парирующих возникающие неисправности.

Входными данными, поступающими на машину логических заключений (рисунок), является информация из базы знаний о перечне идентифицированных решающих правил и из блока моделирования состояния бортовой аппаратуры о прогнозируемых реакциях КА на подаваемые командные воздействия. Машина логических заключений включает модуль поиска решений и модуль объяснения хода решений.

Суть построения логических зависимостей состоит в автоматизированном пошаговом поиске комбинаций решающих правил с последовательным прогнозированием состояния работоспособности бортовой аппаратуры с учетом исполнения предлагаемых комбинаций командных воздействий. Процесс разработки логических зависимостей завершается при определении такой программы управления, при которой прогнозируемые телеметрические параметры КА либо приходят в нормальные состояния, либо наиболее близки к нормальному состоянию.

Приведем пример разработки логических зависимостей при управлении системой ориентации КА «Океан-О». В процессе управления КА оказалась неэффективной штатная схема разгрузки двигателя-маховика в канале тангажа при возникновении сильных магнитных бурь [6, 7].

Для обеспечения поддержания ориентации КА «Океан-О» была предложена новая схема разгрузки двигателя-маховика, основанная на проведении периодических коррекций положения солнечных батарей (СБ). Был организован автоматизированный технологический цикл по принятию решений в многомерной задаче, целевая функция которой включает:

1. Поддержание ориентации КА.
2. Обеспечение требуемого энергобаланса.

3. Выполнение заданной программы полета.

Решение этих задач носит компромиссный характер. Так, выполнение третьей задачи реализуется только при необходимом режиме энергопотребления, что достигается лишь в определенных диапазонах значений углов поворота солнечной батареи. Однако при некоторых значениях этих углов невозможно поддержание необходимой ориентации КА. В таких случаях приоритет в принятии управленческих решений отдается решению первой задачи с необходимой коррекцией программы получения целевой информации.

Для организации цикла интеллектуального поиска в базу знаний был введен комплекс новых базовых решающих правил, позволяющих установить логические условия между состояниями вращения двигателей-маховиков и выдаваемыми командами [10].

Правило 1, определяющее условия, при которых поворот солнечной батареи не осуществляется

S_1 – телеметрический параметр

$$V_z \geq -6 \text{ Нмс};$$

$$S_2 - V_z \leq 6 \text{ Нмс};$$

$$S_3 - \Delta V_z \geq 0,8 \text{ Нмс/вит.}$$

Если $(S_1 \wedge S_3) \vee (S_2 \wedge S_3)$, то $\Delta UHP = 0$ изменение положения СБ равно нулю.

Рекомендация: поворот СБ не осуществляется.

Здесь V_z – значение кинетического момента, создаваемого двигателями-маховиками в канале тангажа (предельное значение $V_z = \pm 20 \text{ Нмс}$),

$$\Delta V_z = (V_{zn} - V_{zm}) / (n - m),$$

ΔV_z – изменение значения V_z в период от витка n до текущего витка m .

Правило 2, определяющее условия, при которых положение солнечной батареи необходимо изменить.

$$S_1 - V_z < -6 \text{ Нмс}; S_2 - V_z > 6 \text{ Нмс};$$

$$S_3 - \Delta V_z > 0,8 \text{ Нмс}.$$

Если $S_1 \vee S_2 \vee S_3$

то $\Delta UHP \neq 0$.

Правило 3, определяющее параметры поворота СБ.

Если $\Delta UHP \neq 0$,

$$\text{то } \Delta UHP = 20V_z, \Delta t = \Delta UHP/V.$$

Рекомендации: выдача разовой команды (РК) на поворот СБ вправо (влево), через расчетное время Δt , выдача РК на остановку движения СБ.

Здесь V – скорость поворота СБ.

Правило 4, определяющее достаточность энергетического режима КА для выполнения программы полета.

$$\text{Если } W_{TP}(P) > W_{real}(UHP, T_z),$$

то необходимо сократить объем задействованной бортовой аппаратуры КА и (или) снизить расчетное время ее работы с целью уменьшения энергопотребления КА.

Здесь $W_{TP}(P)$ – требуемое энергопотребление КА для выполнения программы полета P , включающей работу бортовой аппаратуры P_i в течение времени t_i .

$W_{real}(UHP, T_z)$ – реальное энергопотребление на КА при угле поворота СБ, равном UHP в течение времени T_z работы бортовой аппаратуры.

Значения W_{TP} и W_{real} вычисляются с применением разработанного специального программно-математического обеспечения базы данных.

Правило 5, определяющее корректировку программы полета КА.

Если необходима корректировка программы полета, то

$$P = \sum_{i=1}^{n-1} P_{i\Delta} t_i,$$

применить правило 4.

Применение правила 5 носит итерационный характер: последовательно исключаются фрагменты бортовой аппаратуры, новая программа полета с измененным составом аппаратуры проверяется на достаточность энергобаланса с использованием правила 4.

Рекомендация: выдача разовых команд, отключающих работу отдельных блоков аппаратуры.

В результате, для имевших место неидентифицированных нештатных ситуаций с КА «Океан-О» дается описание процесса формирования управленческих решений

КА по их устранению. Несмотря на то, что описанный случай является уникальным в практике управления автоматическими КА, рассматриваемый подход к разработке интеллектуальных технологических циклов и логических заключений может быть распространен для принятия решений при управлении другими КА.

Заключение

Приведены примеры эффективного применения интеллектуальных систем для поддержки принятия решений при управлении КА, в том числе при возникновении нештатных ситуаций. Дается обоснование перспективных направлений развития ИСУ. Описывается новое структурное построение системы. Система состоит из четырех основных блоков: блока идентификации полетных ситуаций, предназначенного для сравнения текущих состояний КА и внешней среды от прогнозируемых; блока моделирования и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры КА, позволяющего оценить динамику развития тенденций (в том числе и негативных) функционирования элементов КА; базы знаний, содержащей непрерывно накапливающееся поле соотношений между состояниями бортовых систем КА и базовыми решающими правилами; машины логических заключений, разрабатывающей и обосновывающей суть рекомендаций по устранению нештатных ситуаций.

Заложенные в систему возможности прогнозирования различных динамических режимов движения КА дают возможность принятия оперативных решений, в том числе в условиях быстро меняющихся ситуаций с КА и в условиях неопределенности.

К элементам интеллектуальной новизны системы следует отнести нацеленность многоэтапного процесса формирования логических заключений на достижения задаваемых целей управления, составление решающих правил в виде аналитических зависимостей от текущего положения КА, а также возможность автоматизированной идентификации вновь возникающих нештатных ситуаций и последовательного

накопления базы знаний. Это существенно расширяет возможности по принятию управленческих решений.

Внедрение интеллектуальных систем в практику управления автоматическими КА обеспечит значительный резерв в повышении надежности и эффективности управления и эксплуатации КА.

Библиографический список

1. Соколов, Н.Л. Основные принципы диагностики работоспособности бортовой аппаратуры автоматических КА и выработки рекомендаций по устранению нештатных ситуаций / Н.Л. Соколов // Успехи современного естествознания. Журнал Российской академии естествознания. – №6. – 2007. – С. 16–20.
2. Соколов, Н.Л. Динамическая интеллектуальная система поддержки принятия решений при управлении автоматических космических аппаратов / Н.Л. Соколов // Отраслевая науч.-техн. конф. приборостроительных организаций Роскосмоса. Информационно-управляющие и измерительные системы, 2011. – С. 56–61.
3. Лебедева, Т.Г. Архитектура и управляемость дискретных автоматических систем, основанных на знаниях / Т.Г. Лебедева, Г.С. Осипов // Известия российской академии наук: Теория и системы управления, 2000. – № 5. – С. 703–709.
4. Власюк, В.А. Синтез иерархической структуры управления в больших системах / В.А. Власюк, И.С. Моросанов // Автоматика и телемеханика, 1973. – № 3. – С. 110–120.
5. Осипов, Г.С. Динамические интеллектуальные системы. Представление знаний и основные алгоритмы. Моделирование целенаправленного поведения / Г.С. Осипов, Л.Ю. Жиликова, А.Н. Виноградов // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления, 2002. – № 6. – С. 119–127.
6. Иванов, Н.М. «Океан-О»: два года полета / Н.М. Иванов, Н.Л. Соколов // Земля и Вселенная, 2002. – № 1. – С. 3–13.
7. Удалой, В.А. Особенности управления КА «Океан-О» в условиях сильных магнитных бурь / В.А. Удалой, Н.М. Иванов, Н.Л. Соколов // Международный симпозиум. Аэрокосмические технологии. – Санкт-Петербург, 2002. – С. 27–30.
8. Бочаров, Л.А. Организация поисковых исследований в обеспечении интеллектуальной поддержки принятия решений по управлению КА / Л.А. Бочаров, Н.Л. Соколов, В.А. Удалой // II международная конференция по программным вычислениям и обработке данных в задачах системного анализа, принятия решений в управлении, 2003. – С. 172–175.
9. Williams B., Noyak P.A. Reactive Planner for a Model-Based Execution. Proceedings of the Fifteenth International Joint Conference on Artificial Intelligence (IJCAI-15). Menlo Park, California, 1997, pp. 1178-1185.
10. Aarup M., Arentoft M., Parrod Y. Optimum-AIV: A Knowledge-Based Planning and Scheduling System for Spacecraft AIV. Intelligent Scheduling. Zweben M., Fox M.: Morgan Kaufmann. 1994, pp. 451-496.

THE USE OF INTELLIGENT SYSTEMS FOR SPACE VEHICLES CONTROL

Sokolov N.L., senior researcher, deputy head of MCC TsNIIMash, Ph.D (Tech.); **Selezneva I.A.**, chief engineer of the MCC TsNIIMash; **Kornienko Y.A.**, chief engineer of the MCC TsNIIMash

sokolov@mcc.rsa.ru, acad10@mail.ru

Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The efficiency of spacecraft control to a large extent depends on the coordinated and operational decisions for issuing commands to the spacecraft onboard equipment. According to the practice, in a number of cases only the immediate command issuing prevents the negative situations. The quality of the solution of such tasks considerably increases with the use of intelligent control systems. In the article the structure of the intelligent system is presented which, alongside with the traditional units, the knowledge base and the inference machine, has new elements: the unit of simulation and prediction of space vehicle equipment's state and the unit of identification of flight situations. The knowledge base must be defined as the main unit of the system including the data base and the set of decision rules. The unit of simulation and prediction is designed for determination of the standard characteristics of onboard systems state under «ideal» execution of commands issued onboard of the space vehicle. The unit of identification of flight situations is designed for determination of quantity characteristics of spacecraft current state and the environment in comparison with the predicted ones. The inference machine is designed for an automated search of command issuing sequence to provide the solution of contingency cases. The possibilities of identification and prediction of flight situations included in the intelligent system provide operational control decision-making also in the conditions of rapidly developing flight situations. The general interaction principles of structural elements of the system during control decision-making have been elaborated. There are examples of technological cycles formation in the process of contingencies counteracting. The practical application of intelligent systems will provide considerable backup for operability and reliability growth and efficiency of control and operation of space vehicles.

Keywords: Intelligent system, control, space vehicle, knowledge base, the inference machine, the unit of contingencies identification, the unit of simulation and state prediction of space vehicle onboard equipment's state, decision-making.

References

1. Sokolov N.L. *Osnovnye printsipy diagnostiki rabotosposobnosti bortovoy apparatury avtomaticheskikh KA i vyrabotki rekomendatsiy po ustraneniyu neshtatnykh situatsiy* [The main principles of diagnostics of automated SC onboard equipment's efficiency and recommendations to eliminate the contingency cases]. The success of modern natural science. The Journal of the Russian Academy of Natural Sciences, 2007, no. 6, pp. 16-20.
2. Sokolov N.L. *Dinamicheskaya intellektual'naya sistema podderzhki prinyatiya resheniy pri upravlenii avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [The dynamic intellectual system of decision-making support during the control of automated spacecraft]. Industry scientific and technical conference of instrument engineering organizations of Roscosmos, 2011, pp. 56-61.
3. Lebedeva T.G., Osipov G.S. *Arkhitektura i upravlyaemost' diskretnykh avtomaticheskikh sistem, osnovannykh na znaniyakh* [Architecture and controllability of discrete automated systems based on the knowledge]. *Izvestiya rossiyskoy akademii nauk: Teoriya i sistemy upravleniya* [Izvestia of the Russian Academy of Science: control theory and systems], 2000, no.5, pp.703-709.
4. Vlasyuk B.A., Morosonov I.S. *Sintez ierarkhicheskoy struktury upravleniya v bol'shikh sistemakh* [Design of hierarchical structure of control in large systems]. *Avtomatika i telemekhanika* [Automatics and telematics], 1973, no. 3, pp. 110-120.
5. Osipov G.S., Zhilyakova L.Yu., Vinogradov A.N. *Dinamicheskie intellektual'nye sistemy. Predstavlenie znaniy i osnovnyye algoritmy. Modelirovanie tselenapravlennoy povedeniya* [Dynamic intellectual systems. Knowledge representation and main algorithms. Simulation of purposeful behaviour]. *Izvestiya rossiyskoy akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya* [Izvestia of the Russian Academy of Science: control theory and systems], 2002, no. 6, pp.119-127.
6. Ivanov N.M., Sokolov N.L. *«Okean-O»: dva goda poleta* [«Okean-O»: two years of flight]. *Zemlya i vseennaya* [The Earth and Universe], 2002, no. 1, pp. 3-13.
7. Udaloy V.A., Ivanov N.M., Sokolov N.L. *Osobennosti upravleniya KA «Okean-O» v usloviyakh sil'nykh magnitnykh bur'* [The specific features of «Okean-O» spacecraft control in the conditions of strong magnetic storms]. International symposium. Aerospace technologies. Saint-Petersburg, 2002, pp. 27-30.
8. Williams B., Noyak P.A. Reactive Planner for a Model-Based Execution. Proceedings of the Fifteenth International Joint Conference on Artificial Intelligence (IJCAI-15). Menlo Park, California, 1997, pp. 1178-1185.
9. Aarup M., Arentoft M., Parrod Y. Optimum-AIV: A Knowledge-Based Planning and Scheduling System for Spacecraft AIV. Intelligent Scheduling. Zweben M., Fox M.: Morgan Kaufmann, 1994, pp. 451-496.
10. Bocharov L.A., Sokolov N.L., Udaloy V.A. *Organizatsiya poiskovykh issledovaniy v obespechenii intellektual'noy podderzhki prinyatiya resheniy po upravleniyu KA* [Organization of an intellectual searching to support vehicles control]. Second International Conference on Soft Computing and Computing with Words in System Analysis, Decision and Control, 2003. pp. 172-175.

АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ КА ПРИ ДВИЖЕНИИ В АТМОСФЕРЕ

Н.Л. СОКОЛОВ, *ст. науч. сотрудник, зам. нач. ЦУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук*

sokolov@mcc.rsa.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Анализ разработок по проблеме оптимального управления космическими аппаратами показывает, что исследование вариационных задач известными численными методами сопряжено с рядом значительных трудностей прежде всего в построении вычислительных процессов решения итерационных многопараметрических краевых задач. Основные трудности связаны с тем, что система уравнений движения КА не может быть преобразована к аналитическому виду в результате их интегрирования. Поэтому возникает необходимость в разработке ускоренных аналитических методов, позволяющих получить приближенно-оптимальные решения. В настоящей статье предложен аналитический метод исследования оптимального управления движением космического аппарата в атмосфере на основе использования необходимых условий оптимальности принципа максимума Понтрягина. Новизной метода является введение ряда преобразований в системы дифференциальных уравнений движения КА и сопряженных переменных, а также установление дополнительных формул связи между неизвестными параметрами. Это позволяет получить аналитические зависимости для определения законов оптимального управления углами крена и атаки, а также провести качественный анализ траекторий движения КА. Приводятся примеры решения задач максимизации скорости КА при вылете из атмосферы и минимизации времени разворота аппарата на заданный курсовой угол. Показано качественное совпадение аналитических решений с результатами, полученными с помощью методов численного интегрирования. При этом продолжительность вычислительного процесса решения вариационных задач с применением разработанного аналитического метода сокращается примерно на два порядка. Для получения точных решений задач оптимального управления результаты, рассчитанные с помощью аналитического метода, использовались в качестве первого приближения. Предложенный метод может быть положен в основу определения оптимального управления КА для задач с другими критериями оптимальности, краевыми условиями и ограничениями.

Ключевые слова: космический аппарат, оптимальное управление, аналитический метод, преобразование системы уравнений, формулы связи, условия трансверсальности, первое приближение, краевые задачи, минимизация скорости КА.

Решение задач оптимального управления космическими аппаратами (КА) связано с рядом существенных трудностей. Система дифференциальных уравнений движения КА с учетом влияния основных действующих на него сил не может быть преобразована к аналитическому виду, так как эти уравнения не имеют конечного решения в результате их интегрирования. Поэтому возникает необходимость в использовании классических методов оптимизации нелинейных систем уравнений, предусматривающих проведение многопараметрических итерационных процессов решения краевых задач [1–4]. Практика показывает, что на точность и быстродействие вычислительных процессов решения таких задач решающее влияние оказывает выбор первого приближения краевых значений как вектора состояния системы, так и вектора сопряженных переменных. При этом, если количественная оценка параметров вектора состояния может быть дана на основе анализа динамики движения КА, то предварительно оценить значения всех сопряженных

переменных, не имеющих явного физического обоснования, практически невозможно. Вместе с тем неудачный выбор первого приближения может привести не только к большой продолжительности решения краевых задач, но и в ряде случаев к несходимости вычислительного процесса в принципе. Кроме того, использование классических методов предполагает возможность определения зависимостей для расчета оптимальных управляющих параметров в аналитическом виде. При отсутствии такой возможности возникает необходимость в итерационном решении трансцендентных уравнений на каждом шаге интегрирования дифференциальных уравнений. В связи с вышеизложенным для решения задач оптимального управления КА необходим поиск путей квазиоптимальных решений вариационных задач в упрощенной постановке и использовании полученных результатов в качестве первого приближения для построения вычислительного процесса точного расчета оптимальных траекторий движения КА.

Одно из перспективных направлений поиска состоит в разработке аналитических методов приближенного решения задач определения структуры оптимального управления и расчета параметров движения КА. Кроме сокращения затрат расчетного времени, это дает и другие преимущества. Форма решения получается более наглядной, что облегчает проведение сравнительного анализа различных вариантов. Оптимальные законы управления могут иметь вид явных зависимостей от начальных условий и параметров системы, что позволяет оценить степень влияния той или иной характеристики на управляющие параметры.

Постановка задачи оптимального управления

В работе проводятся исследования оптимального управления КА в атмосфере, движение которого описывается системой дифференциальных уравнений [5, 6]

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{\rho V^2 C_x(\alpha) S}{2m} - g \sin \theta - \omega^2 r \cos \varphi (\sin \varphi \sin \varepsilon \cos \theta - \cos \varphi \sin \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \cos \gamma - \frac{g}{V} \cos \theta + \frac{V}{r} \cos \theta + \\ &+ 2\omega \cos \varphi \cos \varepsilon + \frac{\omega^2 r}{V} \cos \varphi (\sin \varphi \sin \varepsilon \sin \theta + \cos \varphi \cos \theta), \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{r} \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi - \frac{2\omega}{\cos \theta} \times \\ &\times (\cos \theta \sin \varphi - \sin \varepsilon \sin \theta \cos \varphi) - \frac{\omega^2 r}{V} \sin \varphi \cos \varphi \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta}, \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{r \cos \varphi}, \quad \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r} \cos \theta \sin \varepsilon, \\ r &= R + h, \quad g = \frac{\mu}{r^2}, \quad K_\sigma = \frac{C_y(\alpha)}{C_x(\alpha)}, \quad P_x = \frac{m}{C_x(\alpha) S}, \end{aligned} \quad (1)$$

где V – скорость КА;

θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту;

ε – угол между проекцией вектора скорости на местный горизонт и местной параллелью;

h – высота полета КА;

λ и φ – геоцентрические долгота и широта, соответственно;

m – масса КА;

R – радиус планеты;

ρ – плотность атмосферы;

μ – произведение постоянной притяжения на массу планеты;

P_x – приведенная нагрузка на лобовую поверхность КА;

K_σ – аэродинамическое качество;

C_x и C_y – аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы соответственно;

α – угол атаки;

γ – угол крена;

ω – угловая скорость вращения Земли;

g – ускорение свободного падения на поверхности планеты;

S – площадь миделева сечения.

Оптимальные законы изменения углов атаки α и крена γ были определены аналитически для плоского движения КА, а также для некоторых частных условий пространственного движения [6–10]. Однако используемые расчетные методы основывались на введении допущений о постоянстве [9] или малости [6–8, 10] угла наклона вектора скорости к местному горизонту θ и о малости боковой дальности полета L_δ [9]. Такие допущения существенно сужают область применения этих методов. Предлагаемый подход позволяет провести исследования оптимального управления КА без отмеченных допущений.

Сформулируем задачу оптимального управления в общем виде: для КА, движение которого описывается системой (1), требуется найти структуру управления углами крена γ и атаки α , обеспечивающую экстремум функционала I при ограничениях типа $q(X, \alpha, \gamma, t)$ и краевых условиях $X[t_0] = C_0, X[t_k] = C_k$, где $X = [V, \theta, \varepsilon, h, \lambda, \varphi]$ – вектор состояния КА, C_0 и C_k – шести-мерные вектор-столбцы. Значения C_0 и C_k могут быть как заданными, так и свободными.

Аналитический метод

При разработке аналитического метода использовались общеизвестные допущения, обоснованные в ряде работ [6–10]

$h \ll R, \rho = \rho_0 \exp(-\beta h), F_k + F_u \ll F_{zp} \ll F_a$, где F_k, F_u, F_{zp}, F_a – кориолисова, центробежная, гравитационная и аэродинамическая силы соответственно,

ρ_0 – плотность атмосферы на поверхности планеты,

β – логарифмический коэффициент изменения плотности атмосферы от высоты.

В результате система (1) переписывается в виде

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{\rho V^2 C_x S}{2m}, \quad \frac{d\theta}{dt} = \frac{\rho V C_y S}{2m} \cos \gamma - \rho V M_1, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\rho V C_y S \sin \gamma}{2m \cos \theta} - \rho V M_2, \quad \frac{dh}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{R \cos \varphi}, \quad \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cos \theta \sin \varepsilon, \\ M_1 &= \left(\frac{gR}{V^2} - 1 \right) \frac{\cos \theta}{\rho R}, \quad M_2 = \frac{\cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi}{\rho R}. \end{aligned}$$

Следуя [6], будем считать M_1 и M_2 кусочно-постоянными функциями.

Введем замены переменных

$$dt = -dV \frac{2M}{\rho V^2 C_x S}, \quad z = -LnV.$$

Суть такого преобразования заключается, во-первых, в снижении размерности системы, а во-вторых, в уменьшении числа слагаемых в правых частях уравнений, зависящих в явном виде от параметров вектора состояния X . Это позволит без введения дополнительных допущений существенно упростить анализ уравнений сопряженных переменных и зависимостей для определения законов оптимального управления.

В результате получим систему, не содержащую в явном виде аргумент z

$$\begin{aligned} \frac{d\theta}{dz} &= \frac{C_y}{C_x} \cos \gamma - \frac{2mM_1}{C_x S}, \quad \frac{d\varepsilon}{dz} = \frac{C_y \sin \gamma}{C_x \cos \theta} - \frac{2mM_2}{C_x S}, \\ \frac{d\rho}{dz} &= -\frac{2m\beta \sin \theta}{C_x S}, \quad \frac{d\lambda}{dz} = \frac{2m \cos \theta \cos \varepsilon}{\rho R C_x S \cos \varphi}, \\ \frac{d\varphi}{dz} &= \frac{2m \cos \theta \sin \varepsilon}{\rho R C_x S}. \end{aligned} \quad (2)$$

Отметим, что при движении КА в атмосфере аргумент z возрастает.

Для определения оптимальных законов управления параметрами α и γ воспользуемся принципом максимума Понтрягина [1]. При $z_0 \geq z \geq z_k$ гамильтониан и система уравнений сопряженных переменных запишутся следующим образом

$$\begin{aligned} H &= \Psi_0 + \frac{C_y}{C_x} \cos \gamma \Psi_1 - \frac{2mM_1}{C_x S} \Psi_1 + \\ &+ \frac{C_y \sin \gamma}{C_x \cos \theta} \Psi_2 - \frac{2mM_2}{C_x S} \Psi_2 - \\ &- \frac{2m\beta \sin \theta}{C_x S} \Psi_3 + \frac{2m \cos \theta \cos \varepsilon}{\rho R C_x S \cos \varphi} \Psi_4 + \frac{2m \cos \theta \sin \varepsilon}{\rho R C_x S} \Psi_5. \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\Psi_1}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = -\frac{C_y \sin \gamma \sin \theta}{C_x \cos^2 \theta} \Psi_2 + \frac{2m\beta \cos \theta}{C_x S} \Psi_3 + \\ &+ \frac{2m \sin \theta \cos \varepsilon}{\rho R C_x S \cos \varphi} \Psi_4 + \frac{2m \sin \theta \sin \varepsilon}{\rho R C_x S} \Psi_5, \\ \frac{d\Psi_2}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial \varepsilon} = \frac{2m \cos \theta \sin \varepsilon}{\rho R C_x S \cos \varphi} \Psi_4 - \frac{2m \cos \theta \cos \varepsilon}{\rho R C_x S} \Psi_5, \\ \frac{d\Psi_3}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial \rho} = \frac{2m \cos \theta \cos \varepsilon}{\rho^2 R C_x S \cos \varphi} \Psi_4 + \frac{2m \cos \theta \sin \varepsilon}{\rho^2 R C_x S} \Psi_5, \\ \frac{d\Psi_4}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial \lambda} = 0, \quad \frac{d\Psi_5}{dz} = -\frac{\partial H}{\partial \varphi} = -\frac{2m \cos \theta \cos \varepsilon \sin \varphi}{\rho R C_x S \cos^2 \varphi} \Psi_4. \end{aligned} \quad (4)$$

При использовании в качестве аргумента управления параметра z , согласно [1], в систему (2) вводится дополнительное дифференциальное уравнение $dz/dz = 1$. В связи с тем, что правые части этой системы не содержат в явном виде аргумент z , соответствующее уравнение для сопряженной переменной Ψ_0 определяется формулой $d\Psi_0/dz = 0$.

Согласно сделанному предположению, в уравнения (2) входят кусочно-постоянные разрывные функции M_1, M_2 . Однако в силу теоремы Вейерштрасса–Эрдмана [3] наличие разрывов в правых частях уравнений не нарушает непрерывности гамильтониана и сопряженных переменных:

$$\begin{aligned} \Psi_j [z_j + O(z)] &= \Psi_j [z_j - O(z)], \\ H [z_j + O(z)] &= H [z_j - O(z)], \end{aligned}$$

где z_j – значение аргумента, соответствующее j -му моменту разрыва функций $M_1(z)$ или $M_2(z)$;

$O(z)$ – величина меньшего порядка, чем z .

Законы изменения α и γ при оптимальном управлении определяются в результате решения системы $\partial H/\partial \alpha = 0, \partial H/\partial \gamma = 0$ и их можно записать в виде

$$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \cos \gamma \Psi_1 + \frac{\partial C_y \sin \gamma}{\partial \alpha \cos \theta} \Psi_2 + \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \Psi_0 = 0, \quad \operatorname{tg} \gamma = \frac{\Psi_2}{\Psi_1 \cos \theta}, \quad (5)$$

Граничные условия для сопряженных переменных Ψ_i ($i = 0, 1, \dots, 5$) при $z = z_0$ и $z = z_k$ получим из условия трансверсальности [3]

$$I - H \delta z + \Psi_0 \delta z + \Psi_1 \delta \theta + \Psi_2 \delta \varepsilon + \Psi_3 \delta \rho + \Psi_4 \delta \lambda + \Psi_5 \delta \varphi = 0. \quad (6)$$

Таким образом, для определения оптимальных законов изменения управляющих параметров α и γ необходимо решить уравнения (5) с учетом дифференциальных связей (2–4) и краевых условий (6).

В рамках предложенного методологического подхода применительно к широкому

классу задач оптимального управления КА в атмосфере можно записать общие формулы для определения сопряженных переменных Ψ_0 и Ψ_4

$$\Psi_0 = \alpha_0, \Psi_4 = \alpha_4. \quad (7)$$

В связи с тем, что гамильтониан H в явном виде не зависит от аргумента z , справедливо соотношение $H = \alpha$, что позволяет записать дополнительное уравнение связи между неизвестными параметрами движения КА и сопряженными переменными

$$\frac{d\theta}{dz} \Psi_1 + \frac{d\varepsilon}{dz} \Psi_2 + \frac{d\rho}{dz} \Psi_3 + \frac{d\varphi}{dz} \Psi_5 = \alpha - \alpha_0 - \frac{d\lambda}{dz} \alpha_4. \quad (8)$$

Другие неизвестные параметры, в том числе сопряженные переменные Ψ_1 и Ψ_2 , в явном виде влияющие на законы оптимального управления КА, определяются в зависимости от условий поставленных вариационных задач.

Максимизация скорости вылета КА из атмосферы

Оценим эффективность применения разработанного аналитического метода на примере решения задачи максимизации скорости вылета КА из атмосферы планеты ($V_k = \max$). Как показано в работах [5, 6], выполнение такого критерия оптимальности эквивалентно обеспечению минимума потребных энергетических затрат при выведении КА на орбиту искусственного спутника планет с использованием предварительного аэродинамического торможения. Очевидно, что функционал управления можно представить в виде $I = z_k = \min$.

За начальные и конечные условия принимаются параметры КА в моменты входа и выхода из атмосферы.

Будем считать, что все начальные параметры КА известны. В конечный момент известно значение плотности атмосферы $\rho_k = \rho_0$, а величина θ_k в соответствии с решением системы кеплеровских уравнений определяется конечной скоростью V_k и высотой апоцентра формируемой орбиты h_α

$$\theta_k = \arccos \left(\frac{h_\alpha + R}{h_k + R} \sqrt{1 - \frac{2\mu}{V_k^2} \left(\frac{1}{R + h_k} - \frac{1}{R + h_\alpha} \right)} \right). \quad (9)$$

Из условия трансверсальности (6) для конечной точки траектории получим

$$\Psi_{0k} = -1, \Psi_{2k} = \Psi_{4k} = \Psi_{5k} = H_k = 0. \quad (10)$$

Учитывая соотношения (7–10) и уравнений (4), найдем решения для сопряженных переменных

$$\Psi_0 \equiv -1, \Psi_2 \equiv \Psi_4 \equiv \Psi_5 \equiv H \equiv 0, \Psi_3 \equiv \alpha_3.$$

$$\Psi_1 = \Psi_{10} + \frac{2m\beta\alpha_3}{C_x S} \int_{z_n}^z \cos \theta dz.$$

Оптимальный закон управления углом γ , обеспечивающий максимум гамильтониана H , имеет вид (3)

$$\cos \gamma = \sin \Psi_1, \quad (11)$$

т.е. либо $\gamma = 0$ при $\Psi_1 \geq 0$, либо $\gamma = \pi$ при $\Psi_1 < 0$.

Постоянную интегрирования α_3 , знаком которой определяется знак производной сопряженной переменной Ψ_1 , можно найти из условия равенства нулю гамильтониана в конечной точке

$$\alpha_3 = \left(\frac{dz}{d\rho} - \Psi_1 \frac{d\theta}{d\rho} \right)_{z=z_k}.$$

Анализ динамики движения КА на участке его вылета из атмосферы показывает, что приращение угла θ близко к нулю, тогда как интенсивность изменения плотности атмосферы с увеличением высоты достигает значительных величин. Это позволяет пренебречь вторым слагаемым последнего уравнения.

Поскольку при

$$z = z_k, dz > 0, d\rho < 0, \text{ то } \alpha_3 < 0 \text{ и } d\Psi_1/dz < 0.$$

Следовательно, функция $\Psi_1(z)$ является монотонно убывающей и может менять знак с плюса на минус не более одного раза. Итак, в общем случае структура оптимального управления углом крена γ представляет собой одноразовое переключение γ с 0 на π . При этом принципиально возможны случаи, когда оптимальным является движение КА с постоянными значениями угла крена γ : либо с $\gamma = 0$, либо с $\gamma = \pi$.

Для нахождения оптимального закона управления параметром α воспользуемся условием (5). Учитывая, что $\Psi_2 \equiv 0$, $\Psi_0 \equiv -1$, получим

$$\frac{\partial C_x}{\partial \alpha} / \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = \cos \gamma \Psi_1.$$

В частности, для зависимостей

$$C_x(\alpha) = C_{x0} + A \sin^2(m\alpha - n), \\ C_y(\alpha) = C_{y0} + B \sin(m\alpha - n) \cos(m\alpha - n),$$

приведенных в работе [6], закон изменения α при оптимальном управлении принимает вид

$$\alpha = \frac{1}{2m} \arctg \left(\frac{B \cos \gamma \Psi_1}{A} \right) + \frac{n}{m}. \quad (12)$$

Анализ данного уравнения показывает, что зависимость угла атаки α от аргумента z имеет ярко выраженный минимум $\alpha_{\min} = n/m$, достигающийся в момент переключения угла крена γ . В случаях, если $\gamma^{\text{opt}} = 0$ или $\gamma^{\text{opt}} = \pi$, то минимальное значение угла α достигается в конечной точке траектории.

Итак, разработанные аналитические зависимости (11, 12) определяют законы оптимального управления углами крена и атаки, обеспечивающего максимум конечной скорости при вылете КА из атмосферы. В качестве примера, подтверждающего правильность представленного решения, на рис. 1 приведены зависимости углов крена и атаки, а также скорости, траекторного угла и высоты от времени полета КА, полученные с помощью метода численного интегрирования. Показано качественное совпадение структуры оптимального управления. Это позволяет, используя предварительно полученное аналитическое решение, существенно упростить поиск первого приближения для решения краевых задач и тем самым значительно сократить продолжительность итерационного процесса. Данное преимущество особенно важно при проведении параметрических исследований в широком диапазоне исходных данных и начальных условий на этапе баллистического проектирования космических комплексов.

Минимизация времени разворота КА по курсу

В качестве другого примера рассмотрим задачу о развороте аппарата по курсу за минимальное время. Задачу оптимального управления можно сформулировать следующим образом: при известных условиях входа КА в атмосферу ($z_0, \theta_0, \varepsilon_0, \rho_0, \lambda_0, \varphi_0$) найти законы изменения углов α и γ , минимизирующие функционал управления $I = z_k = \min$ при достижении требуемого значения ε_k . Остальные фазовые координаты в конечной точке траектории ($\varepsilon = \varepsilon_k$) свободны от ограничений.

Некоторые сопряженные переменные и гамильтониан определим из условия трансверсальности

$$\Psi_{0k} = -1, \Psi_{1k} = \Psi_{3k} = \Psi_{4k} = \Psi_{5k} = H_k = 0.$$

Тогда система (4) имеет следующие интегралы

$$\Psi_0 \equiv -1, \Psi_2 \equiv \alpha, \Psi_3 \equiv \Psi_4 \equiv \Psi_5 \equiv 0, \quad (13)$$

а уравнение для переменной $\Psi_1(z)$ преобразуется к виду

$$\frac{d\Psi_1}{dz} = -\frac{C_y}{C_x} \frac{\sin \gamma \sin \theta}{\cos^2 \theta} \alpha_2.$$

Для определения оптимального закона изменения $\gamma(z)$ необходимо провести анализ зависимости $\Psi_1(z)$. Из условия равенства нулю гамильтониана в конечной точке траектории получим значение постоянной интегрирования α_2

$$\alpha_2 = \left(\frac{dz}{d\varepsilon} \right)_{z=z_k}$$

Приращение dz , положительно. Знак величины $d\varepsilon$, а следовательно, и знак постоянной α_2 определяются начальным и конечным значениями курсового угла: при $\varepsilon_0 < \varepsilon_k$, $d\varepsilon > 0$ и $\alpha_2 > 0$, при $\varepsilon_0 > \varepsilon_k$, $d\varepsilon < 0$ и $\alpha_2 < 0$. Для первого случая, когда требуется увеличить курсовой угол, величина $\sin \gamma$ должна быть положительной (2). Соответственно, при $d\varepsilon < 0$, $\sin \gamma < 0$. Итак, для обоих случаев произведение $\alpha_2 \sin \gamma > 0$. (В дальнейшем будем рассматривать только случай $\varepsilon_0 < \varepsilon_k$, $\sin \gamma > 0$). Из изложенного следует, что производная $d\Psi_1/dz$ имеет знак, противоположный знаку $\sin \theta$.

Исследуем структуру оптимального управления γ для траекторий двух типов.

А. Траектории, не содержащие рикошетирующих участков ($\sin \theta < 0$ при $z_0 \geq z \geq z_k$). Из условий $d\Psi_1/dz < 0$ и $\Psi_{1k} = 0$ делаем вывод, что $\Psi_1(z)$ – монотонно возрастающая неположительная функция. При этом, как видно из 2-го уравнения (5), с увеличением z от z_0 до z_k переменная $\text{tg} \gamma$ изменяется от некоторого отрицательного значения $\text{tg} \gamma(z_0)$ до $-\infty$, а угол γ (с учетом условия $\sin \gamma > 0$) – от γ_0 ($\pi/2 < \gamma_0 < \pi$) до $\gamma_k = \pi/2$.

Б. Если траектория оканчивается при возрастании высоты КА: $\sin \theta(z_k)$, то угол γ при оптимальном управлении сначала уменьшается от начального значения γ_0 ($\pi/2 < \gamma_0 < \pi$) до некоторого значения $\gamma < \pi/2$, а затем опять возрастает до $\gamma_k = \pi/2$.

Можно показать, что если КА достигает заданного значения курсового угла $\varepsilon = \varepsilon_k$ после окончания участка рикошета: $\sin \theta(z_k) < 0$, то при увеличении z от z_0 до z_k оптимальное значение γ изменяется от γ_0 ($\pi/2 < \gamma_0 < \pi$) до $\gamma_k = \pi/2$, проходя внутри траектории сначала локальный

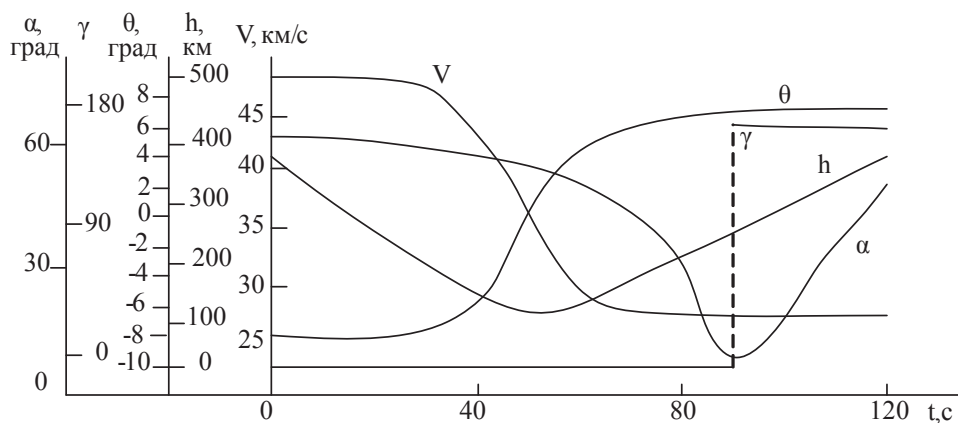


Рис. 1. Изменение фазовых координат V, θ, h , параметров управления α и γ от времени движения КА в атмосфере Юпитера ($R_x = 200 \text{ кг/м}^2, K_6 = 0,5, \rho_0 = 0,152 \text{ кг/м}^3, \beta = 0,046 \text{ км}^{-1}$)

Fig. 1. The changes in the phase coordinates V, θ, h , the parameters of α and γ coordination depending on the time of spacecraft movements in the atmosphere of Jupiter ($R_x = 200 \text{ kg/m}^2, K_6 = 0,5, \rho_0 = 0,152 \text{ kg/m}^3, \beta = 0,046 \text{ km}^{-1}$)

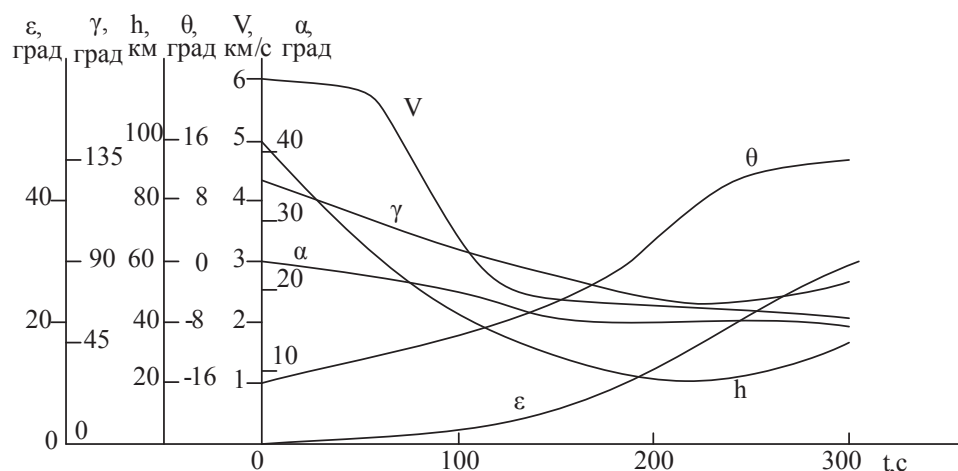


Рис. 2. Изменение фазовых координат V, θ, h, ϵ , параметров управления γ и α от времени спуска КА в атмосфере Марса ($R_x = 250 \text{ кг/м}^2, K_6 = 0,5, \rho_0 = 0,019 \text{ кг/м}^3, \beta = 0,07 \text{ км}^{-1}$)

Fig. 2. The changes in the phase coordinates V, θ, h, ϵ , the parameters of α and γ coordination depending on the time of spacecraft landing in the atmosphere of Mars ($R_x = 250 \text{ kg/m}^2, K_6 = 0,5, \rho_0 = 0,019 \text{ kg/m}^3, \beta = 0,07 \text{ km}^{-1}$)

минимум $\gamma < \pi/2$, а затем локальный максимум $\gamma > \pi/2$.

Перейдем к определению оптимального управления КА углом атаки α . Поскольку величина z в конечной точке не определена и система (2) не содержит в явном виде переменную z , приходим к выводу, что $H \equiv 0$ [3].

С учетом (13) первое уравнение (5) преобразуем следующим образом

$$\frac{\partial C_x}{\partial \alpha} / \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = \cos \lambda \Psi_1 + \frac{\sin \gamma a_2}{\cos \theta} \quad (14)$$

Подставляя в уравнение (14) оптимальное значение угла крена $\text{tg } \gamma = \alpha_2 / \Psi_1 \cos \theta$ и используя зависимости $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$, приведенные в [6], получим

$$\alpha = \frac{1}{2\alpha} \text{arc tg} \left(\frac{B a_2}{A \sin \gamma \cos \theta} \right) + \frac{n}{m}$$

Характер изменения переменных, входящих в последнее уравнение, известен. Это позволяет для известных значений постоянных коэффициентов A, B, m, n определить структуру оптимального управления углом атаки α .

Заключение

Анализ результатов решения поставленной задачи показал качественное совпадение структур оптимального управления, найденных аналитически и методами численного интегрирования (рис. 2). Причем во втором случае первое приближение для решения краевой задачи определялось с помощью аналитических формул, что на примерно 2 порядка сокращает продолжительность вычислительного процесса.

Таким образом, соотношения (3–6), (11–14) позволяют определить структуру оптимального двухпараметрического управления углами крена и атаки для двух вариационных задач. Аналогичным образом представляется возможным найти оптимальное управление для задач с другими критериями оптимальности, краевыми условиями и ограничениями.

Библиографический список

1. Понтрягин, Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. – М.: Наука, 1969.
2. Беллман, Р. Динамическое программирование / Р. Беллман. – М.: Иностранная литература, 1960.
3. Летов, А.М. Динамика полета и управление / А.М. Летов. – М.: Наука, 1969.
4. Крылов, И.А. Алгоритм метода последовательных приближений для задач оптимального управления / И.А. Крылов, Ф.Л. Черноусько // Журнал вычислительной математики и математической физики, 1972. – Т. 12. – Вып. 1.
5. Авдеевский, В.С. Основы теории полета космических аппаратов / В.С. Авдеевский, Б.М. Антонов, Н.А. Анфимов и др. – М.: Машиностроение, 1972.
6. Иванов, Н.М. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет / Н.М. Иванов, А.И. Мартынов. – М.: Наука, 1985.
7. Шкадов, Л.М. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / Л.М. Шкадов, Р.С. Буханова, В.Ф. Илларионов, В.П. Плохих. – М.: Машиностроение, 1972.
8. Ярошевский, В.А. Приближенный расчет траектории входа в атмосферу / В.А. Ярошевский // Космические исследования, 1964. – Т. 2. – Вып. 4.
9. Griffin J.W., Vinh N.X. Three-dimensional optimal maneuvers of hypervelocity vehicles// AIAA paper. № 920. 1971.
10. Chapman D.R. An approximate analytical method for studying entry into planetary atmospheres// NASA Technical Report. 1959.

ANALYTICAL RESEARCH METHOD OF SPACECRAFT OPTIMAL CONTROL DURING THE MOVEMENTS IN THE ATMOSPHERE

Sokolov N.L., senior researcher, deputy head of MCC TsNIIMash, Ph.D (Tech.)

sokolov@mcc.rsa.ru

Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The analysis of the existing developments on spacecraft optimal control shows that the research on variation problems by the known numerical methods is connected with a number of considerable difficulties, first of all, in the construction of calculation of the decision processes of iteration multiparameter boundary problems. The main difficulties are connected with the fact that the system of spacecraft motion equations can not be transformed into an analytical form as a result of their integrating. That is why there is a need to develop a rapid analytical method for approximate optimal decisions. In this article the analytical method is proposed for the research of spacecraft optimal control in the atmosphere on the basis of the necessary optimality conditions of Pontryagin's maximum principle. The novelty of this method is introduction of a number of transformations in the differential equation systems of spacecraft motion and conjugate variables, as well as the establishment of additional connection formulae between the unknown parameters. It allows getting the analytical dependencies for determination of optimal roll angle and attack angle control laws as well as conducting the qualitative analysis of spacecraft motion paths. There are examples of task solution for maximization of spacecraft velocity when leaving the atmosphere and minimization of time of the spacecraft turn by a specified course angle. The qualitative coincidence of analytical results is shown with the results obtained with the help of methods of numerical integration. The duration of calculation process of variational task solution using elaborated analytical method reduces by two orders of magnitude. In order to obtain exact solutions of optimal control, the results calculated with the help of analytical method were used as the first approximation. The proposed method can be the basis for determination of spacecraft optimal control for the tasks with other optimality criteria, boundary conditions and constraints.

Keywords: Spacecraft, optimal control, analytical method, transformation in the system of equations, connection formulae, transversality conditions, first approximation, boundary problems, minimization of spacecraft velocity.

References

1. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka, 1969.
2. Bellman R. *Dinamicheskoe programmirovaniye* [Dynamic Programming]. Moscow: Inostrannaya literature, 1960.
3. Letov A.M. *Dinamika poleta i upravleniye* [Flight dynamics and control]. Moscow: Nauka, 1969.
4. Krylov I.A., Chernous'ko F.L. *Algoritm metoda posledovatel'nykh priblizheniy dlya zadach optimal'nogo upravleniya* [An algorithm for the method of successive approximations in optimal control problems]. *Zhurnal vychislitel'noy matematiki i matematicheskoy fiziki* [Computational mathematics and mathematical physics], 1972, vol. 12, no. 1.
5. Avduevskiy V.S., Antonov B.M., Anfimov N.A. *Osnovy teorii poleta kosmicheskikh apparatov* [The theory of space flight]. Moscow: Mashinostroeniye, 1985.
6. Ivanov N.M., Martynov A.I. *Dvizheniye kosmicheskikh letatel'nykh apparatov v atmosferakh planet* [Movements of spacecraft in atmospheres of planets]. Moscow: Nauka, 1985.
7. Shkadov L.M., Bukhanova R.S., Illarionov V.F., Plokhikh V.P. *Mekhanika optimal'nogo prostranstvennogo dvizheniya letatel'nykh apparatov v atmosfere* [Mechanics of optimum three-dimensional motion of aircraft in the atmosphere]. Moscow: Mashinostroeniye, 1972.
8. Yaroshevskiy V.A. *Priblizhennyiy raschet traektorii vkhoda v atmosferu* [Approximate calculation of the atmospheric reentry trajectory]. *Kosmicheskie issledovaniya* [Cosmic research], 1964, vol. 2, no. 4.
9. Griffin J.W., Vinh N.X. Three-dimensional optimal maneuvers of hypervelocity vehicles. AIAA paper no. 920. 1971.
10. Chapman D.R. An approximate analytical method for studying entry into planetary atmospheres. NASA Technical Report. 1959.

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЙ ГИРОСКОП

А.И. БАЛАНДИН, *асп. каф. ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, вед. инженер филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»,*

М.И. КОПТЕНКОВ, *асп. каф. системы автоматического управления МГУЛ, вед. инженер-конструктор филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»,*

К.О. БАРЫШНИКОВ, *асп. кафедры ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, нач. сектора филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»,*

Е.В. ШАХОВЦЕВ, *асп. каф. экономики, управления и оценки МАОК, вед. инженер-технолог филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*

mkoptenkov@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана»,
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1

НОУ ВПО «Международная академия оценки и консалтинга» (МАОК),
117418, Москва, ул. Новочеремушкинская, д. 65, к. 1

ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» –
«Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова»,
111123, Москва, ул. Авиамоторная, д. 55

В НИИ прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова ведется разработка малогабаритного волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) с расширенным диапазоном рабочих температур для применения в составе скважинного прибора инклинометра. Как известно, максимальная рабочая температура скважинного прибора инклинометра определяет предельную глубину скважины, на которой могут проводиться измерения геологических параметров без дополнительной тепловой защиты. В разработанных ранее в НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова инклинометрах в качестве чувствительных элементов применялись динамически-настраиваемые гироскопы (ДНГ). Замена ДНГ на ВОГ позволяет повысить вибростойкость и ударопрочность скважинного прибора инклинометра, сохранив точностные характеристики и понизив общую стоимость прибора. Применение в составе скважинного прибора, разрабатываемого ВОГ с расширенным диапазоном рабочих температур, позволит, кроме вышеперечисленных достоинств, также измерять геологические параметры скважин большей глубины, что повысит его привлекательность на рынке.

Основные технические характеристики ВОГ:

1. Диапазон рабочих температур от -10° до $+120^{\circ}$ °С.
2. Габариты прибора с продольной осью $\varnothing 26$ мм и $h = 50$ мм.
3. Габариты прибора с поперечной осью $\varnothing 26$ мм и $h = 52$ мм.
4. Класс точности прибора 10 град/час.
5. Потребляемая мощность не более 1 Вт.

Разрабатываемый ВОГ построен по «минимальной конфигурации» и включает в себя два разветвителя, поляризатор, фазовый модулятор, катушку с оптоволоконным контуром, электронную плату, источник излучения и фотодетектор. Для создания чувствительной катушки используется анизотропное одномодовое оптическое волокно со специальным высокотемпературным покрытием, а также микроструктурированное оптическое волокно.

Ключевые слова: волоконно-оптический гироскоп, оптико-физическая схема, малогабаритный, расширенным диапазоном рабочих температур.

Принцип действия ВОГ

Принцип действия оптического гироскопа основан на «вихревом» эффекте Саньяка. Сущность вихревого эффекта заключается в следующем. Если в замкнутом оптическом контуре в противоположных направлениях распространяются два световых луча, то при неподвижном контуре фазовые набегі обоих лучей, прошедших весь контур, будут одина-

ковыми. При вращении контура вокруг оси, нормальной к плоскости контура, фазовые набегі лучей неодинаковы, а разность фаз лучей пропорциональна угловой скорости вращения контура.

На рис. 1 изображен плоский замкнутый оптический контур произвольной формы, в котором распространяются в противоположных направлениях две световые волны 1 и 2. Плоскость контура перпендикулярна оси

вращения, проходящей через произвольную точку O . Угловую скорость вращения контура обозначим Ω .

Если относительное запаздывание встречных волн, возникающее при вращении, выразить через разность фаз встречных волн, то она составит

$$\Delta\varphi_c = \omega \cdot \Delta t = \frac{4 \cdot \omega \cdot S}{c^2} \cdot \Omega = \frac{8 \cdot \pi \cdot \nu \cdot S}{c^2} \cdot \Omega = \frac{8 \cdot \pi \cdot S}{\lambda \cdot c} \cdot \Omega,$$

где $\omega = 2\pi\nu$, $\lambda = c/\nu$.

Разность фаз $\Delta\varphi_c$ является фазой Саньяка. Как видно, фаза Саньяка пропорциональна угловой скорости вращения контура.

Возможность создания реального ВОГ появилась лишь с промышленной разработкой одномодового оптоволокна с малым затуханием, что определяет уникальные свойства прибора. К этим свойствам относят:

- высокую чувствительность;
- малые габариты и массу;
- низкую стоимость производства при массовом изготовлении;
- малое энергопотребление;
- практически мгновенную готовность к работе;
- работоспособность в условиях высоких механических перегрузок;

Эти уникальные преимущества позволяют успешно разрабатывать не только высокоточные ВОГ для систем управления космическими и летательными аппаратами, но и недорогих ВОГ небольшой точности для применения в таких областях, как инклинометрия и робототехника [1]. Простота и гибкость конструктивного исполнения позволяет заключать оптический контур ВОГ в корпуса различной геометрии (например, в вытянутый цилиндр), что идеально подходит для нужд инклинометрии.

Инклинометрические исследования

Инклинометрические исследования – это измерения зенитного угла и азимута скважины в функции ее глубины.

Инклинометрические исследования проводят при подъеме скважинного прибора в вертикальных скважинах глубиной свыше 300 м и в наклонных скважинах глубиной свыше 100 м для решения задач:

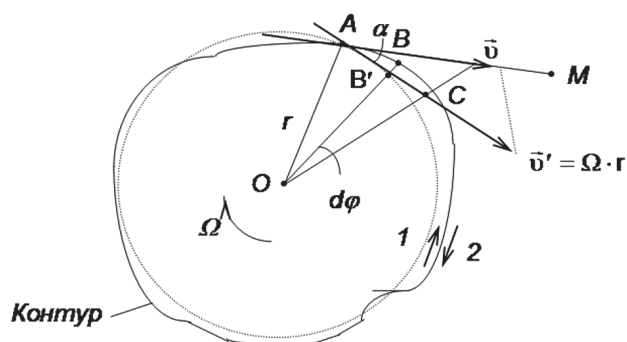


Рис. 1. Кинематическая схема вихревого эффекта Саньяка

Fig. 1. A cinematic scheme of Sanyak swirling effect

– контроля заданного направления оси ствола скважины в пространстве проектного в процессе бурения;

– выделения участков перегибов оси ствола скважины, которые могут вызывать осложнения при бурении;

– получения исходных данных для геологических построений, в том числе определения истинных глубин залегания продуктивных пластов, для интерпретации данных магнитного каротажа и пластовой наклонотрии.

Исследования выполняют магнитными (точечными и непрерывными) в необсаженных скважинах и гироскопическими инклинометрами [2] в необсаженных и обсаженных скважинах.

Инклинометр позволяет измерять основные геофизические параметры буровой скважины:

1) зенитного угла, необходимого для определения отклонения буровой скважины от вертикали;

2) апсидального угла (угла разворота вокруг продольной оси скважинного прибора относительно вертикальной плоскости, проходящей через ось ствола скважины), необходимого для определения профиля скважины в подземном пространстве;

3) географического азимута, необходимого для определения профиля скважины в географических координатах;

4) магнитного азимута, необходимого для определения профиля скважины по магнитному азимуту (в немагнитных средах);

5) напряженности и ориентации магнитного поля относительно географического меридиана, необходимых для определения расположения магнитных масс (магнитных руд, старых обсадных скважин и др.) относительно исследуемой скважины;

6) температуры, необходимой для остановки погружения скважинного прибора по причине достижения предельной температуры его работы.

Как известно, максимальная рабочая температура скважинного прибора инклинометра определяет предельную глубину скважины, на которой могут проводиться измерения геологических параметров без дополнительной тепловой защиты.

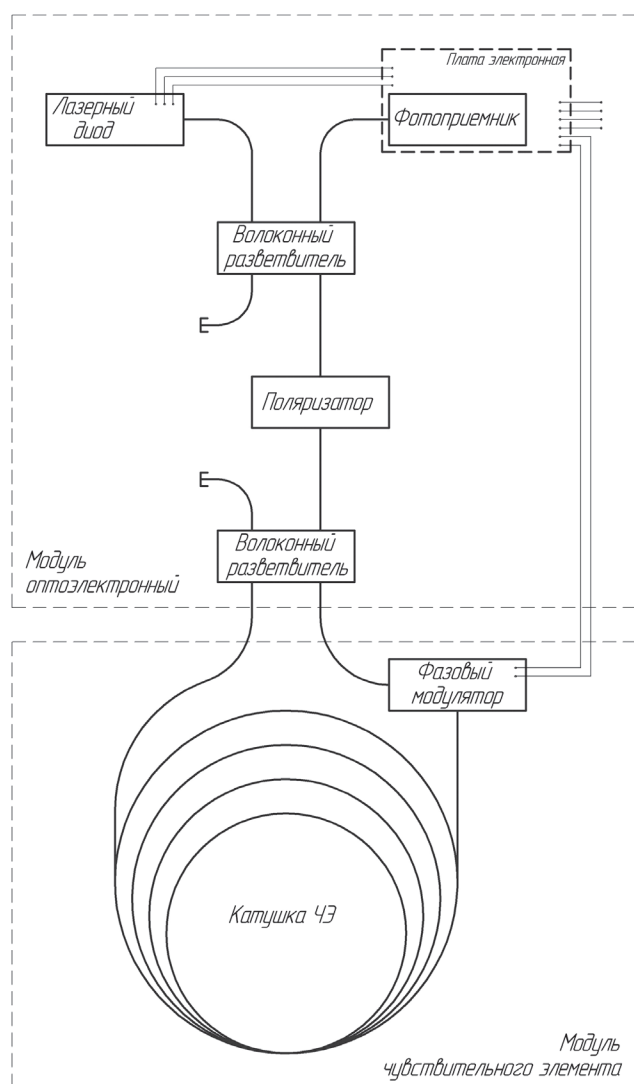


Рис. 2. Структурная схема ВОГ
Fig. 2. A FOG structure scheme

В разработанных ранее в НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова инклинометрах в качестве чувствительных элементов применялись динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ). Замена ДНГ на ВОГ позволяет повысить вибростойкость и ударопрочность скважинного прибора инклинометра, сохранив точностные характеристики и понизив общую стоимость прибора.

ВОГ с расширенным диапазоном рабочих температур

Применение в составе скважинного прибора разрабатываемого ВОГ с расширенным диапазоном рабочих температур позволит также измерять геологические параметры скважин большей глубины, что повысит его привлекательность на рынке.

Основные технические характеристики ВОГ:

- 1) Диапазон рабочих температур от -10 до $+120$ °С.
- 2) Габариты прибора с продольной осью $\varnothing 26$ мм и $h = 50$ мм.
- 3) Габариты прибора с поперечной осью $\varnothing 26$ мм и $h = 52$ мм.
- 4) Класс точности прибора 10 град/час.
- 5) Потребляемая мощность не более 1 Вт.

Разрабатываемый ВОГ построен по «минимальной конфигурации» [3] (рис. 2) и включает в себя два разветвителя, поляризатор, фазовый модулятор, катушку с оптоволоконным контуром, электронную плату, источник излучения и фотодетектор.

Каждый из вышеперечисленных элементов существенно изменяет свои параметры при изменении температуры, что ставит перед разработчиками задачу выбора оптимальной элементной базы.

ВОГ, построенные по «минимальной конфигурации», наиболее просты в изготовлении и обладают наименьшей возможной стоимостью. Использование интегрально-оптических схем (ИОС) не оправдано в условиях воздействия высоких температур, так как при стыковке оптоволокна к кристаллу ИОС применяется специальный оптический клей, который не способен выдерживать темпера-

туры выше 80 °С. Отсутствие ИОС значительно упрощает разработку алгоритмов термокомпенсации ВОГ.

Для разработки ВОГ с расширенным диапазоном рабочих температур необходимо решить 2 принципиальные задачи:

1. Выбор правильной элементной базы.
2. Разработка алгоритмов термокомпенсации.

Элементная база

В качестве материала оптического контура чувствительной катушки используется анизотропное одномодовое оптическое волокно со специальным высокотемпературным покрытием. Ведутся работы по применению микроструктурированного оптического волокна.

Микроструктурированное оптическое волокно [4] имеет сложную структуру внешней оболочки, обладающую свойствами фотонного кристалла. Такая структура позволяет управлять в широких пределах такими характеристиками, как двулучепреломление, дисперсия, площадь поля моды. Возможности микроструктурированного оптоволокна позволяют получить идеальное сочетание параметров для малогабаритного волоконно-оптического гироскопа.

Основным недостатком микроструктурированного оптоволокна является высокая мощность потерь – около 50 дБ/км. Для малогабаритного ВОГ с небольшой длиной оптического контура (100 м) эта особенность не имеет такого большого влияния, как для высокоточных приборов с длинной контура порядка 2 км.

Фазовый модулятор выполнен из пьезокерамического кольца с намотанной на него петлей оптоволокна и располагается вблизи одного из концов катушки интерферометра ВОГ. В качестве основания для фазового модулятора используются пьезокерамические кольца ЦТСтБС-2, имеющие габариты $\varnothing 12 \times 6 \times 3$, а также кольца ЦТС-19, имеющие габариты $\varnothing 18 \times 10 \times 4$, производства фирмы «ЭЛПА».

Расщепитель излучения представляет собой волоконный сварной биконичес-

кий разветвитель. В качестве поляризатора используется волоконный поляризатор. Разветвитель и поляризатор будут изготовлены на установке по обработке оптических волокон VYTRAN GPX-3000 [5]. VYTRAN GPX-3000 – это уникальные многоцелевые платформы для изготовления сплавных соединений, волоконных объединителей, конусов, линз и других волоконно-оптических изделий.

Источником излучения является лазерный диод с излучением в инфракрасном диапазоне. В настоящее время широко применяют суперлюминесцентные источники излучения, но в связи с невозможностью применять такие источники при температурах выше 80° С выбраны лазерные диоды. Применяются лазерные диоды PL90A002STA и PL98A004FAA производства фирмы Laser Components.

Диоды PL90A002STA обладают следующими техническими характеристиками:

- длина волны 900 нм;
- мощность излучения 2 мВт;
- диапазон рабочих температур от –55 до +125 °С;
- мощность потребления 150 мВт.

Диоды PL98A004FAA обладают следующими техническими характеристиками:

- длина волны 980 нм;
- мощность излучения 4 мВт;
- диапазон рабочих температур от –55 до +125 °С;
- мощность потребления 190 мВт.

В качестве фотодетекторов используются фотодиоды BPW20RF и BPW24R, имеющие следующие технические характеристики:

- диапазон чувствительности 550–1040 нм;
- темновой ток, не более 30 нА;
- диапазон рабочих температур от –55 до +125 °С.

Все электронные компоненты, использованные при создании электронной схемы ВОГ, также имеют широкий температурный диапазон.

Выбранная элементная база способна обеспечить функционирование «минималь-

ной конфигурации» ВОГ в условиях воздействия заданных температур.

Алгоритмическая термокомпенсация

Для обеспечения алгоритмической компенсации воздействия температуры и отработки технологии управления фазовым модулятором создается макет высокотемпературного ВОГ. В настоящий момент проводятся испытания составных частей ВОГ на воздействие повышенной температуры и изменение параметров питания. Параллельно разрабатывается макет ВОГ.

Макет ВОГ позволит провести испытания с целью подтверждения правильности реализованных в макетируемом приборе принципиальных схемных решений, определения технических характеристик макета, соответствия примененных оптических элементов и ЭРИ требованиям, установленным ТУ на них, и отработки методов управления пьезокерамическим фазовым модулятором, а также с целью оценки запаса работоспособности прибора при различных видах воздействующих на него факторов. Также будет проверена чувствительность элементов макета к следующим физическим эффектам, влияющим на точность ВОГ:

1. Чувствительность к градиенту температуры (эффект Шьюппа).
2. Электромагнитная чувствительность (эффект Фарадея).
3. Электрооптический эффект (эффект Керра).
4. Обратное рассеяние лучей, бегущих по и против часовой стрелки, когерентных и некогерентных на несовершенствах волокна (обратное рэлееское рассеяние).
5. Поляризационные эффекты.

Результаты работы

Создаваемый прибор имеет ряд уникальных преимуществ:

– Расширенный диапазон рабочих температур от -10 до $+120$ °С и малые габариты, что позволяет использовать его в инклинометрии.

– Применение инновационного микроструктурированного волокна, что расширяет возможности применения ВОГ благодаря его особым свойствам. Такие ВОГ могут применяться для создания бесплатформенных инерциальных систем навигации и инерциальных измерительных приборов космических аппаратов с большим сроком функционирования.

– Результаты, полученные при испытаниях макета ВОГ, помогут оценить возможность создания сверхвысокоприцезионных ВОГ с использованием микроструктурированного волокна. Представленные ВОГи будут применены в гибридном гиромагнитометрическом инклинометре разработки НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова.

Библиографический список

1. Терешин, В.Г. Перспективы использования волоконно-оптических гироскопов в инклинометрической технике / В.Г. Терешин, Г.А. Иванова // Вестник УГАТУ. – 2011. – № 1. С. 70–75.
2. Пат. Российская Федерация № 2178523 МПК8 E27B47/022 G01C19/00 Малогабаритный гироскопический инклинометр / Белов Р. А., Колесников А.А., Котов А.Н. Мезенцев А.П. заявитель и патентообладатель ФГУП «НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова». – № 99107865/28 ; заявл.04.06.1990 ; побул. 20.01.2002, Бюл. № 2. –3с.: ил.
3. Волоконно-оптические датчики. Вводный курс для инженеров и научных работников / ред. Э. Удда. – М.: Техносфера, 2008. – 520 с.
4. Филатов, Ю.В. Волоконно-оптический гироскоп: учеб. пособие / Ю.В. Филатов. – СПб.: ГЭТУ «ЛЭТИ», 2003.
5. Шереметьев, А.Г. Волоконно-оптический гироскоп / А.Г. Шереметьев. – М.: Радио и связь, 1987.
6. Ландсберг, Г.С. Оптика: учеб. пособие для вузов / Ландсберг Г.С. – М.: ФИЗМАЛИ, 2003.
7. Products – GPX-3000 SERIES – VYTRAN LLC – Morganville, NJ 07751 USA, 2003 http://www.vytran.com/product/gpx-3000_series. – Загл. с экрана.
8. Photonic Crystals: Molding the Flow of Light /John D. Joannopoulos, Steven G. Jonsen, Joshua N. Winn, Robert D. Meade – Princeton university press – 2008. – 286 p.
9. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 708 (1913); engl. – Sagnac G., The Luminiferous Ether is Detected as a Wind Effect Relative to the Ether Using a Uniformly Rotating Interferometer, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.74,Vol.1, 2008, ISSN 1654-9163
10. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 1410 (1913); engl. – Sagnac G., Regarding the Proof for the Existence of a Luminiferous Ether Using a Rotating Interferometer Experiment, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.77,Vol.1, 2008, ISSN 1654-9163

SMALL-SIZE FIBER-OPTIC GYROSCOPE

Balandin A.I., pg. BMSTU, chief engineer, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»;
Koptenkov M.I., pg. MSFU, a leading design engineer branch, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»;
Baryshnikov K.O., pg. BMSTU, head of sector, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»; **Shahovtsev E.V.**, pg. IAAC, a leading engineer technologist, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov».

mkoptenkov@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University, st. Baumanskaya 2-ya, 5, Moscow, 105005, Russia
 Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytishi, Moscow reg., Russia
 International Academy of Appraisal and Consulting (IAAC), st. Novocheryomushkinskaya, 65, k. 1 Moscow, 117418, Russia
 «Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure»—«Scientific and Research Institute of Applied Mechanics named after Academician V.I. Kuznetsov», Aviamotornaya st., house 55, Moscow, 111123, Russia

It is well known that the temperature threshold of the inclinometer's borehole device defines limiting depth of a borehole on which measurements of geological parameters without additional thermal protection can be carried out. Dynamically adjusted gyroscopes (DAG) were used as sensitive elements in inclinometers, which were developed earlier in scientific research institute of applied mechanics named after academician Kuznetsov. Replacement of DAG by FOG allows to increase vibration resistance and impact resistance of the inclinometer's borehole device while keeping accuracy characteristics and lowering a total cost of the device. Application of developed FOG with an extended temperature range within borehole device will allow, apart from advantages mentioned above, also to measure geological parameters of deeper boreholes that will increase its appeal in the market.

FOG's basic technical specifications:

- 1) Temperature range: from a -10° to $+120^{\circ}$ C.
- 2) Device dimensions with a longitudinal axis: diameter of 26 mm and height of 50 mm.
- 3) Device dimensions with a cross-section axis: diameter of 26 mm and height of 52 mm.
- 4) Class of accuracy: 10 hails/hour.
- 5) Power consumption: < 1 W.

Developed FOG is constructed using the «minimum configuration» and includes two splitters, a polarizer, a phase modulator, a coil with a fiber-optical contour, an electronic circuit plate, a source of light and the photodetector. Anisotropic singlemode optical fiber with a special high-temperature coating or the microstructured optical fiber will be used for creation of the sensitive coil.

Keywords: Fiber optic gyroscope, optical-physical scheme, small-size device, extended temperature range.

References

1. Tereshin V.G., Ivanova G.A. *Perspektivy ispol'zovaniya volokonno-opticheskikh giroskopov v inklinometricheskoj tekhnike* [Prospects of using fiber-optic gyroscopes in inclinometer technique], Vestnik UGATU Publ., 2011. № 1. p. 70-75.
2. Belov R.A., Kolesnikov A.A., Kotov A.N. Mezentsev A.P. *Malogabaritnyy giroskopicheskiy inklinometr* [Small-sized gyroscopic inclinometer]. Patent RF, no. 2178523, 2002.
3. *Volokonno-opticheskie datchiki. Vodnyy kurs dlya inzhenerov i nauchnykh rabotnikov* [Fiber Optic Sensors. Introductory course for engineers and scientists] red. E. Udda. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2008. 520 p
4. Filatov Yu.V. *Volokonno-opticheskiy giroskop* [Fiber-optic gyroscope]. St. Petersburg: GETU «LETI» Publ., 2003.
5. Sheremet'ev A.G. *Volokonno-opticheskiy giroskop* [Fiber-optic gyroscope]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1987.
6. Landsberg G.S. *Optika* [Optics]. Tutorial: For universities. 6 th ed. stereotypes. Moscow: FIZMALI Publ., 2003.
7. Products – GPX-3000 SERIES / VYTRAN LLC – Morganville, NJ 07751 USA, 2003 – Available at: http://www.vytran.com/product/gpx-3000_series (accessed 15 Mach 2014)
8. Photonic Crystals: Molding the Flow of Light /John D. Joannopoulos, Steven G. Jonson, Joshua N. Winn, Robert D. Meade – Princeton university press – 2008. – 286 p.
9. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 708 (1913); engl. – Sagnac G., The Luminiferous Ether is Detected as a Wind Effect Relative to the Ether Using a Uniformly Rotating Interferometer, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.74, Vol.1, 2008, ISSN 1654-9163
10. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 1410 (1913); engl. – Sagnac G., Regarding the Proof for the Existence of a Luminiferous Ether Using a Rotating Interferometer Experiment, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.77, Vol.1, 2008, ISSN 1654-9163

СКВАЖИННЫЙ ПРИБОР ИНКЛИНОМЕТРА

К.О. БАРЫШНИКОВ, *асп. кафедры ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, нач. сектора филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*,
 М.И. КОПТЕНКОВ, *асп. каф. системы автоматического управления МГУЛ, вед. инженер-конструктор филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*,
 А.И. БАЛАНДИН, *асп. каф. ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, вед. инженер филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*,
 Е.В. ШАХОВЦЕВ, *асп. каф. экономики, управления и оценки МАОК, вед. инженер-технолог филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*

mkoptenkov@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана»,
 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
 ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
 141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1
 НОУ ВПО «Международная академия оценки и консалтинга» (МАОК),
 117418, Москва, ул. Новочеремушкинская, д. 65, к. 1
 ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» –
 «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова»,
 111123, Москва, ул. Авиамоторная, д. 55

В НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова разрабатывается гибридный гиромагнитометрический инклинометр, вобравший в себя лучшие качества магнитометрического и гироскопического инклинометров. Инклинометр позволяет измерять основные геофизические параметры буровой скважины:

- 1) зенитного угла, необходимого для определения отклонения буровой скважины от вертикали;
- 2) апсидального угла (угла разворота вокруг продольной оси скважинного прибора относительно вертикальной плоскости, проходящей через ось ствола скважины), необходимого для определения профиля скважины в подземном пространстве;
- 3) географического азимута, необходимого для определения профиля скважины в географических координатах;
- 4) магнитного азимута, необходимого для определения профиля скважины по магнитному азимуту (в немагнитных средах);
- 5) напряженности и ориентации магнитного поля относительно географического меридиана, необходимых для определения расположения магнитных масс (магнитных руд, старых обсадных скважин и др.) относительно исследуемой скважины;
- 6) температуры, необходимой для остановки погружения скважинного прибора по причине достижения предельной температуры его работы.

В состав инклинометра входят скважинный прибор с центраторами и наземный пульт электропитания и связи. В состав скважинного прибора входят: трехосный блок акселерометров, трехосный блок магнитометров, блок подвижных волоконно-оптических гироскопов, неподвижный азимутальный гироскоп и система передачи информации на поверхность. Благодаря введению трехосного блока магнитометров появляется возможность не только определять направление оси ствола скважины в пространстве и выделять участки перегибов оси ствола скважины, но и получать исходные данные для геологических построений, например, для определения истинных глубин залегания продуктивных пластов.

Ключевые слова: волоконно-оптический гироскоп, гиромагнитометрический инклинометр, малогабаритный прибор, расширенный диапазон рабочих температур.

При разработке недорогих инклинометрических измерительных комплексов (ИИК) перед разработчиками возникают две основные проблемы:

1. Задачи исследования и определения параметров ориентации скважин, пробуренных в средах с аномальными магнитными свойствами, а также обсаженных стальными трубами, приводят к необходимости использования гироскопических чувствительных

элементов (ГЧЭ). В обычных магнитометрических инклинометрах для осуществления привязки к географическому азимуту необходимо использовать внешний гирокомпас, что негативно сказывается на технико-экономических и эксплуатационных качествах ИИК.

2. Традиционно в качестве ГЧЭ используются динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ), не обладающие стойкостью к внешним воздействиям, возникающим при

эксплуатации и транспортировке ИИК, в особенности к ударам. Кроме того, ИИК, построенные на основе ДНГ, не могут использоваться в условиях повышенных температур.

Для решения поставленных задач был разработан малогабаритный гибридный гирометрический инклинометр с расширенным диапазоном рабочих температур, предназначенный для исследования как обсаженных, так и необсаженных буровых скважин.

Применение волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) [1, 2, 6]] невысокой точности с расширенными эксплуатационными характеристиками в качестве ГЧЭ позволяет определять геофизические параметры скважин с достаточной точностью, не ухудшая при этом габаритно-массовые характеристики прибора.

Наряду с гироскопической системой измерения азимута в экспериментальном образце используется трехосный блок магнитометров, который построен на магниторезистивных микросхемах производства «Honeywell» (США). Использование дополнительного канала измерения азимута незначительно повышает цену скважинного прибора, но дает более достоверные результаты измерений азимута за счет применения двух методов измерения, основанных на разных физических принципах:

- измерение проекций вектора угловой скорости вращения Земли на оси чувствительности трех волоконно-оптических гироскопов,
- измерение трех ортогональных проекций вектора напряженности внешнего магнитного поля.

Гибридный измерительный комплекс пригоден для решения следующих задач геофизики, трудно разрешаемых другими средствами:

- Расшифровка природы магнитных аномалий.
- Поиск тел с повышенной магнитной восприимчивостью в околоскважинном пространстве.
- Определение пространственного положения магнитных масс.
- Выделение зон инверсий магнитного поля по разрезу скважин.

- Контроль азимута и зенитного угла исследуемых скважин.

- Отбраковка «ложных» аномалий при использовании в процессе бурения утяжелителя буровых растворов на базе магнитных материалов.

- Наведение ствола поисковой скважины на ствол аварийной скважины при ликвидации аварии в нефтегазовых скважинах.

Состав и назначение гибридного инклинометра

Разрабатываемый в НИИ прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова гирометрический инклинометр измерительного типа предназначен для определения траектории измеряемой буровой скважины, в том числе для решения следующих задач:

- Определение зенитного угла как функции от глубины погружения, необходимого для определения отклонения буровой скважины от вертикали.

- Определение апсидального угла как функции от глубины погружения (угла разворота вокруг продольной оси скважинного прибора относительно вертикальной плоскости, проходящей через ось ствола скважины), необходимого для определения профиля скважины в подземном пространстве.

- Определение географического азимута как функции от глубины погружения, необходимого для определения профиля скважины в географических координатах.

- Определение магнитного азимута как функции от глубины погружения, необходимого для определения профиля скважины по магнитному азимуту (в немагнитных средах);

- Измерение напряженности и ориентации магнитного поля относительно географического меридиана, необходимых для определения расположения магнитных масс (магнитных руд, старых обсадных скважин и др.) относительно исследуемой скважины.

- Измерение температуры, необходимой для остановки погружения скважинного прибора по причине достижения предельной температуры его работы.

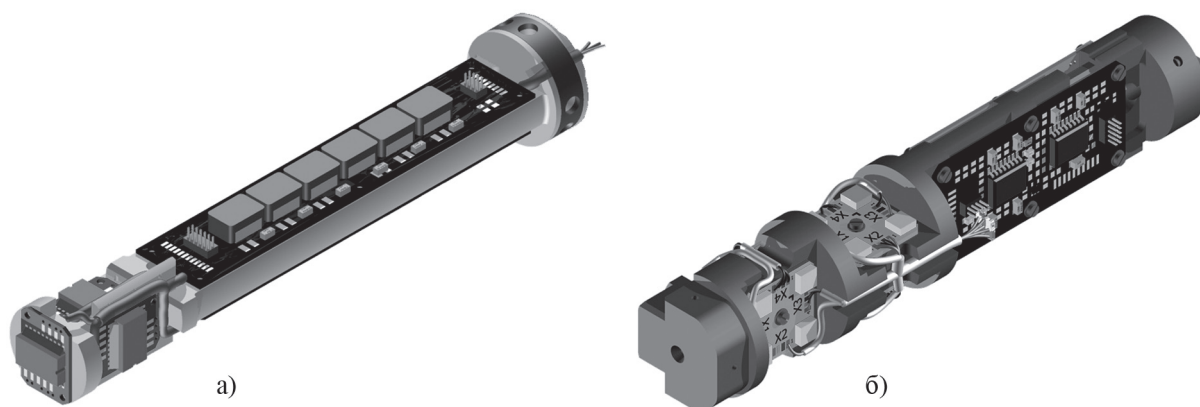


Рис. 1. Конструкция трехосного блока: а) магнитометры, б) акселерометры
 Fig. 1. Construction of a three-axis unit: a) magnetometers, b) accelerometers

В состав инклинометра входят скважинный прибор с центраторами, коротажный кабель, наземный пульт электропитания и связи и персональный компьютер.

Диаметр скважинного прибора составляет 36 мм, что в совокупности с широким сортаментом центраторов позволяет проводить измерения в скважинах практических всех диаметров.

Благодаря введению трехосного блока магнитометров появляется возможность не только определять направление оси ствола скважины в пространстве и выделять участки перегибов оси ствола скважины, но и получать исходные данные для геологических построений, например для определения истинных глубин залегания продуктивных пластов. Конструкция блока магнитометров показана на рис. 1а. Блок магнитометров содержит три микросхемы двухосных магнитометров НМС1002 производства Honeywell, плату предварительного усилителя сигналов магнитометров, а также плату питания цепей перемангничивания и мостов магнитометров. Следует отметить, что все используемые электронные компоненты имеют широкий температурный диапазон.

В конструкцию прибора также входит трехосный блок акселерометров. Сигналы, снимаемые с трехосного блока акселерометров, используются при расчете зенитного и апсидального углов. Конструкция блока магнитометров показана на рис. 1б.

В качестве чувствительных элементов используются 24 микромеханических двухосных акселерометра ADXL203СЕ, произ-

водства Analog Device. В состав блока также входят платы предварительного усилителя сигналов акселерометров и термодатчика и микропроцессорный модуль, предназначенные для аналоговой и цифровой обработки сигналов.

Блок подвижных волоконно-оптических гироскопов содержит два гироскопа с поперечной осью чувствительности, установленные в подвижной рамке, а также двигатель и систему фиксации. Конструкция блока показана на рис. 2. Система фиксации положения подвижной рамки используется для управления угловым положением рамки с закрепленными на ней ВОГ в плоскости, перпендикулярной продольной оси скважинного прибора. На подвижной рамке установлена плата предварительного усилителя ВОГ. Для минимизации размеров плата предварительного усилителя выполнена в форме гибко-жесткой.

Кроме двух каналов, усиливающих сигналы, поступающие с гироскопов, плата также содержит источники питания волоконно-оптических гироскопов и предварительный усилитель сигналов, поступающих с термодатчиков ВОГ. Сигналы, снимаемые с ВОГ, используются при расчете географического азимутального угла как в непрерывном режиме работы, при котором рамка остается неподвижной относительно корпуса скважинного прибора, так и в многоточечном.

Блок неподвижного ВОГ и система передачи информации на поверхность содержит гироскоп с продольной осью чувствительности, закрепленный неподвижно, платы



Рис. 2. Блок подвижных волоконно-оптических гироскопов
Fig. 2. A block of movable fiber optic gyroscopes



Рис. 3. Блок неподвижных волоконно-оптических гироскопов
Fig. 3. A block of static fiber optic gyroscopes

предварительного усилителя сигналов неподвижного ВОГ, микропроцессорный модуль, источник вторичного электропитания и контроллер связи, а также розетку. Конструкция блока неподвижного ВОГ и системы передачи информации показана на рис. 3.

Микропроцессорный модуль обрабатывает предварительно усиленные аналоговые сигналы, поступающие с неподвижного ВОГ, и преобразует их в цифровые, а также получает информацию с термодатчика, трехосных блоков акселерометров и магнитометров и подвижных ВОГ. Вырабатываемый микропроцессорным модулем низковольтный цифровой сигнал поступает на контроллер связи. Сигналы, снимаемые с азимутального ВОГ, используются при расчете географического азимутального угла в непрерывном режиме работы.

Волоконно-оптические гироскопы

Как известно, максимальная рабочая температура скважинного прибора инклинометра определяет предельную глубину скважины, на которой могут проводиться измерения геологических параметров без дополнительной тепловой защиты. В разработанных ранее в НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова инклинометрах в качестве чувствительных элементов применялись динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ). Замена ДНГ на ВОГ позволяет повысить вибростойкость и ударопрочность скважинного прибора инклинометра, сохранив точностные характеристики и понизив общую стоимость

прибора. Применение в составе скважинного прибора, разрабатываемого ВОГ, с расширенным диапазоном рабочих температур позволяет, кроме вышперечисленных достоинств, измерять геологические параметры скважин большей глубины, что повысит его конкурентоспособность.

Разрабатываемый ВОГ построен по «минимальной конфигурации» [8] и включает в себя два разветвителя, поляризатор, фазовый модулятор, катушку с оптоволоконным контуром, электронную плату, источник излучения и фотодетектор. В отличие от сложных в реализации оптико-физических схем ВОГ с замкнутой обратной связью [8–12] «минимальная конфигурация» ВОГ позволяет сконцентрироваться на проблеме разработки ВОГ с расширенным диапазоном рабочих температур. Для создания чувствительной катушки используется анизотропное одномодовое оптическое волокно со специальным высокотемпературным покрытием, а также микроструктурированное оптическое волокно.

Микроструктурированное оптическое волокно имеет сложную структуру внешней оболочки, обладающую свойствами фотонного кристалла. Такая структура позволяет управлять в широких пределах такими характеристиками, как двулучепреломление, дисперсия, площадь поля моды. Возможности микроструктурированного оптоволоконного позволяют получить идеальное сочетание параметров для малогабаритного волоконно-оптического гироскопа. Применение инновационного микроструктурированного волокна

расширяет возможности применения ВОГ благодаря его особым свойствам. В отличие от ВОГ, использующих высоколегированное оптоволокно [4, 13], такие ВОГ могут применяться для создания бесплатформенных инерциальных систем навигации и инерциальных измерительных приборов космических аппаратов с большим сроком функционирования.

Источником излучения является лазерный диод с излучением в инфракрасном диапазоне. В настоящее время широко применяют суперлюминесцентные источники излучения, но в связи с невозможностью применять такие источники при температурах порядка 120 °С выбраны лазерные диоды. Применяются лазерные диоды PL90A002STA и PL98A004FAA производства фирмы Laser Components.

В качестве фотодетекторов используются фотодиоды BPW20RF и BPW24R, имеющие следующие технические характеристики:

Выбранная элементная база способна обеспечить функционирование «минимальной конфигурации» ВОГ в условиях воздействия заданных температур.

Фазовый модулятор выполнен из пьезокерамического кольца ЦТСтБС-2 и ЦТС-19, производства фирмы ЭЛПА, с намотанной на него петлей оптоволокна и располагается вблизи одного из концов катушки интерферометра ВОГ.

Расщепитель излучения представляет собой волоконный сварной биконический разветвитель. В качестве поляризатора используется волоконный поляризатор. Разветвитель и поляризатор будут изготовлены на установке по обработке оптических волокон VYTRAN GPX-3000. Сварочные аппараты VYTRAN GPX-3000 – это уникальные многоцелевые платформы для изготовления сплавных соединений, волоконных объединителей, конусов, линз и других волоконно-оптических изделий. В серии GPX-3000 используется уникальная система нитей накаливания.

Основные технические характеристики ВОГ:

- диапазон рабочих температур от –10 до +120 °С;

- габариты прибора с продольной осью чувствительности $\varnothing 24$ мм и $h = 50$ мм;
- габариты прибора с поперечной осью чувствительности $\varnothing 26$ мм и $h = 52$ мм;
- класс точности прибора 10 град/час [12];
- потребляемая мощность не более 1 Вт.

Режимы работы инклинометра

Разрабатываемый инклинометр поддерживает два режима работы: непрерывный и многоточечный.

Работая в многоточечном режиме, скважинный прибор проходит от остановки до остановки расстояние порядка 25 м вдоль оси скважины со скоростью не более 1,0 м/с. Время проведения измерений на каждой остановке не более 5,0 минут. Во время остановки географический азимутальный угол измеряется в режиме гирокомпасирования. Данный режим позволяет добиться более точных результатов измерений, но при этом на исследование одной скважины уходит от 8 до 12 часов. Для ускорения процесса измерений был разработан непрерывный режим работы.

При работе в непрерывном режиме географический азимутальный угол измеряется непрерывно тремя ВОГ. Скважинный прибор инклинометра проходит 500 м, после чего останавливается на 5 минут и для уточнения хранимого в скважинном приборе азимута работает в режиме гирокомпасирования, после чего прибор продолжает движение. Данный режим позволяет снизить время проведения замеров в несколько раз.

Характеристики инклинометра

Инклинометр будет обладать следующими техническими характеристиками:

- диапазон измерения напряженности магнитного поля ± 200 мТл;
- диапазон измерения температуры –30...+120 °С;
- максимальные выдерживаемые многократные удары и вибрации 50 g;
- максимальные погрешности измерения зенитного угла $\pm 0,05^\circ$;

- максимальные погрешности измерения географического азимутального угла в диапазоне зенитных углов $4...60^\circ \pm 0,5^\circ$;
- максимальные погрешности измерения географического азимутального угла в диапазоне зенитных углов $0,5...4$ и $60...80^\circ \pm 2,0^\circ$;
- максимальные погрешности измерения апсидального угла $\pm 0,5^\circ$;
- максимальные погрешности измерения магнитного азимутального угла (при отсутствии магнитных масс) $\pm 2,0^\circ$;
- максимальные погрешности измерения напряженности магнитного поля $\pm 1,0$ мкТл;
- максимальные погрешности измерения температуры $\pm 1,0$ °С.

Заключение

В разрабатываемом инклинометре применены наработки и конструкторские решения, полученные при создании предыдущих инклинометров на ДНГ, производимых ранее в НИИ ПМ, и результаты теоретических исследований свойств бесплатформенных инерциальных систем на ВОГ [3, 5].

Испытаны макеты составных частей инклинометра, такие как трехосный блок акселерометров, трехосный блок магнитометров, блок ВОГ. В макете в качестве гироскопических чувствительных элементов используются волоконно-оптические гироскопы фирмы Физоптика. Два гироскопа ВГ091А установлены в подвижной рамке, гироскоп ВГ091Б закреплен неподвижно. Испытания подтвердили технические характеристики, заложенные в техническом задании. Ведутся работы по созданию действующего макета всего прибора.

Создаваемый инклинометр имеет ряд преимуществ по сравнению с его аналогами:

- Возможность измерения одновременно географического и магнитного азимутальных углов, а также напряженности и ориентации магнитного поля относительно географического меридиана.
- Повышенная вибропрочность и устойчивость к ударам, по сравнению с инклинометрами, построенными на основе ДНГ.
- Расширенный диапазон рабочих температур благодаря применению разраба-

тываемых в настоящий момент в НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова волоконно-оптических гироскопов с расширенным диапазоном рабочих температур.

– Возможность работы как в многооточечном, так и в непрерывном режимах.

Библиографический список

1. Малыкин, Г.Б. Эффект Саньяка. Корректные и некорректные объяснения / Г.Б. Малыкин // Успехи физических наук, 2000. – Т. 170. – № 12. – С. 1325–1349.
2. Волоконно-оптические датчики. Вводный курс для инженеров и научных работников / ред. Э. Удда. – М.: Техносфера, 2008. – 520 с.
3. Баландин, А.И. Моделирование бесплатформенных инерциальных систем ориентации на волоконно-оптических гироскопах / А.И. Баландин, Н.И. Кробка // XVIII Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. Сб. материалов. (30 мая – 01 июня 2011 г.). – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ Электроприбор, 2011. – С. 125–127.
4. Коркишко, Ю.Н. Волоконнооптический гироскоп навигационного класса точности / Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарев, В.Г., Марчук В.Г., Морев И.В., Кострицкий С.М., Падерин Е.М., Несеюк Л.П., Буравлев А.С., Лисин Л.Г. // XIV Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам, 28–30 мая 2007 г. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ Электроприбор, 2007. – С. 141–150.
5. Krobka N.I. Non-commutative kinematic effects and laws of fiber-optic gyro noise accumulation in strapdown inertial orientation systems. Proc. of the 16th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (25-27 May 2009, Saint Petersburg, Russia) – SRC of the Russian Federation Central Scientific and Research Institute «Elertropribor». 2009. pp. 69–72.
6. Lefevre H. The Fiber Optic Gyroscope. Artech House, 1993.
7. Dyott R.B., Bennett S.M., Allen D., Brunner J. Development and commercialization of open loop fiber gyros at KVH Industries (formerly at Andrew). Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest, 2002. OFS 2002, 15th. Vol. 1. pp. 19–22.
8. Ulrich R. Fiber-Optic Rotation Sensing with Low Drift. Opt. Lett. 1980. Vol. 5, no. 173.
9. Kim B.Y., Lefevre H.C., Bergh R.A., Shaw H.J. Harmonic Feedback Approach to Fiber Optic Gyro Scale Factor Stabilization. Optical Fiber Sensors, IEE Conference Publication, 1983. p. 136.
10. Kim B.Y., Shaw H.J. All Fiber Gyroscope with Linear Scale Factor Using Phase Detection // Proc. SPIE. 1984. Vol. 478, no. 142.
11. Kim B.Y., Shaw H.J. Phase-Reading All-Fiber-Optic Gyroscope. Opt. Lett. 1984. Vol. 9, no. 378.
12. Cahill R.F., Udd E. Phase-Nulling Fiber-Optic Laser Gyro. Opt. Lett. 1979. Vol. 4, no. 93.
13. Yang Yuanhong, Wang Zheng, Yi Xiaosu, Zhang Weixu High precision fiber optic gyroscope based on Er-doped superfluorescent fiber source. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics. – 2005.
14. IEEE Std 952-1997. IEEE Standart Specification Format Guide and Test Procedure for Singe-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.

THE DEVICE FOR THE WELL TO THE INCLINOMETERS

Baryshnikov K.O., pg. BMSTU, head of sector, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»;
Koptenkov M.I., pg. MSFU, a leading design engineer branch, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»;
Balandin A.I., pg. BMSTU, chief engineer, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»; **Shahovtsev E.V.**,
 pg. IAAC, a leading engineer technologist, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov».

mkoptenkov@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University, st. Baumanskaya 2-ya, 5, Moscow, 105005, Russia
 Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytishi, Moscow reg., Russia

International Academy of Appraisal and Consulting (IAAC),
 st. Novocheryomushkinskaya, 65, k. 1 Moscow, 117418, Russia

«Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure»—«Scientific and Research Institute of Applied Mechanics named after Academician V.I. Kuznetsov», Aviamotornaya st., house 55, Moscow, 111123, Russia

In the Scientific Research Institute of Applied Mechanics named after academician Kuznetsov the hybrid giromagnetic inclinometer, which has incorporated the best qualities of magnetometric and gyroscopic inclinometers, is being developed. The inclinometer allows to measure the key geophysical parameters of a borehole, such as:

- 1) Zenith angle, which is used to define a borehole deviation from vertical axis;
- 2) Apsidal angle (a turn angle of a longitudinal axis of the borehole device relatively to the vertical plane passing through a wellbore axis), which is used to define a profile of a borehole in the underground space;
- 3) Geographical azimuth, which is used to define a profile of a borehole in geographical coordinates;
- 4) Magnetic azimuth, which is used to define a profile of a borehole on a magnetic azimuth (in not magnetic environments);
- 5) Intensity and orientation of a magnetic field relatively to geographical meridian, which is used to define an arrangement of magnetic masses (magnetic ores, old cased boreholes, etc.) relative to the geometry of the measured borehole;
- 6) Temperature, which is used to stop immersion of the borehole device due to achievement of the device temperature limit.

The inclinometer consists of a borehole device with centralizers and a ground control panel for power supply and communication. The borehole device includes: triaxial accelerometers module, triaxial magnetometers module, mobile fiber-optical gyroscopes (FOG) module, static azimuthal FOG and ground communication system. Due to introduction of the triaxial block of magnetometers it is possible not only to define the direction of a wellbore axis in space and to allocate inflection areas of a wellbore, but also to receive initial data for geological constructions, e. g. for definition of productive layers' true depths.

Keywords: Fiber-optic gyroscope, giromagnetometric inclinometer, small-size device, extended temperature range.

Referens

1. Malykin G. B. *Effekt San'yaka. Korrektnye i nekorrektnye ob'yasneniya* [The Sagnac effect. Correct and incorrect explanations.] *Uspekhi fizicheskikh nauk* [The successes of the physical sciences], 2000. V. 170, № 12. p. 1325-1349.
2. *Volokonno-opticheskie datchiki. Vvodnyy kurs dlya inzhenerov i nauchnykh rabotnikov* [Fiber Optic Sensors. Introductory course for engineers and scientists] red. E. Udda. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2008. 520 p.
3. Balandin A. I., Krobka N. I. *Modelirovanie besplatformnykh inertial'nykh sistem orientatsii na volokonno-opticheskikh giroskopakh* [Simulation of strapdown inertial systems orientation on fiber-optic gyroscopes] XVIII St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Collection of materials, 30 May – 01 June 2011, St. Petersburg, SRC of the Russian Federation Central Scientific and Research Institute «Elertropribor» Publ., 2011. pp. 125-127.
4. Korkishko Yu. N., Fedorov V. A., Prilutskiy V. E., Ponomarev, V. G., Marchuk V. G., Morev I. V., Kostritskiy S. M., Paderin E. M., Nesenjuk L. P., Buravlev A. S., Lisin L. G. *Volokonnoopticheskiy giroskop navigatsionnogo klassa tochnosti* [Fiber-optic gyroscope navigation precision class], XIV St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. (28-30 May 2007 St. Petersburg, Russia), St. Petersburg, SRC of the Russian Federation Central Scientific and Research Institute «Elertropribor» Publ., 2007. p. 141-150.
5. Korkishko Ju. N., Fedorov V. A., Priluckij V. E., Ponomarev, V. G., Marchuk V. G., Morev I. V., Kostritskij S. M., Paderin E. M., Nesenjuk L. P., Buravlev A. S., Lisin L. G. *Volokonnoopticheskiy giroskop navigacionnogo klassa tochnosti*. XIV SanktPeterburgskaja mezhdunarodnaja konferencija po integrirovannym navigacionnym sistemam, 28-30 maja 2007 g. – Sankt-Peterburg: GNC RF CNII Jelektropribor, 2007. pp. 141-150.
6. Krobka N. I. Non-commutative kinematic effects and laws of fiber-optic gyro noise accumulation in strapdown inertial orientation systems. Proc. of the 16th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (25-27 May 2009, Saint Petersburg, Russia) – SRC of the Russian Federation Central Scientific and Research Institute «Elertropribor». 2009. pp. 69–72.
7. Lefevre H. *The Fiber Optic Gyroscope*. Artech House, 1993.
8. Dyott R.B., Bennett S.M., Allen D., Brunner J. Development and commercialization of open loop fiber gyros at KVH Industries (formerly at Andrew). *Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest*, 2002. OFS 2002, 15th. Vol. 1. pp. 19– 22.
9. Ulrich R. *Fiber-Optic Rotation Sensing with Low Drift*. *Opt. Lett.* 1980. Vol. 5, no. 173.
10. Kim B. Y., Lefevre H. C., Bergh R. A., Shaw H. J. Harmonic Feedback Approach to Fiber Optic Gyro Scale Factor Stabilization. *Optical Fiber Sensors*, IEE Conference Publication, 1983. p. 136.
11. Kim B. Y., Shaw H. J. All Fiber Gyroscope with Linear Scale Factor Using Phase Detection // *Proc. SPIE*. 1984. Vol. 478, no. 142.
12. Kim B. Y., Shaw H. J. Phase-Reading All-Fiber-Optic Gyroscope. *Opt. Lett.* 1984. Vol. 9, no. 378.
13. Cahill R. F., Udd E. Phase-Nulling Fiber-Optic Laser Gyro. *Opt. Lett.* 1979. Vol. 4, no. 93.
14. Yang Yuanhong, Wang Zheng, Yi Xiaosu, Zhang Weixu High precision fiber optic gyroscope based on Er-doped superfluorescent fiber source. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*. – 2005.
15. IEEE Std 952-1997. IEEE Standart Specification Format Guide and Test Procedure for Singe-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ НА ДЕПОЛЯРИЗОВАННОМ ИЗЛУЧЕНИИ

М.И. КОПТЕНКОВ, *асп. каф. систем автоматического управления МГУЛ, вед. инженер-конструктор филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*,
 Е.В. ШАХОВЦЕВ, *асп. каф. экономики, управления и оценки МАОК, вед. инженер-технолог филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*,
 А.И. БАЛАНДИН, *асп. каф. ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, вед. инженер филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*,
 К.О. БАРЫШНИКОВ, *асп. кафедры ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, нач. сектора филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*

mkoptenkov@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
 141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1

ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана»,
 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

НОУ ВПО «Международная академия оценки и консалтинга» (МАОК),
 117418, Москва, ул. Новочеремушкинская, д. 65, к. 1

ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова», 111123, Москва, ул. Авиамоторная, д. 55

Проведен ретроспективный анализ волоконно-оптических гироскопов, использующих деполяризованное излучение, от первых технических решений до настоящего времени. Широко известно, что одной из важных проблем при разработке ВОГ является поддержание поляризации излучения. Это влечет за собой разработку и применение дорогостоящего волокна и включение в схему дополнительных элементов. В то же время, фирмой Honeywell International был создан гироскоп на деполяризованном излучении, по чувствительности превосходящий «поляризованные» аналоги. Рассмотрев принцип действия и устройство деполяризатора Лио, его оптимальное расположение в оптическом контуре, можно сделать вывод, что волоконно-оптический гироскоп на деполяризованном излучении, в составе оптико-физической схемы которого применена интегрально-оптическая схема и два деполяризатора в оптическом контуре, является наиболее совершенным. Интегрально-оптическая схема позволила объединить в одном элементе модулятор и разветвитель. Стыковка оптоволоконна к интегрально-оптической схеме под определенным углом дает возможность получить деполяризованное излучение. Это позволяет значительно упростить монтаж и снизить стоимость компонентов, уменьшить количество элементов в оптическом контуре и число сварных соединений.

Ключевые слова: волоконно-оптический гироскоп, деполяризованное излучение, оптико-физическая схема, деполяризатор Лио, интегрально-оптическая схема.

Широко известно, что одной из важных проблем при разработке волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) является поддержание поляризации излучения. Это влечет за собой разработку и применение дорогостоящего волокна, включение в схему дополнительных элементов, таких как поляризаторы, пространственные фильтры и т. п. В то же время в американской фирме Honeywell International был создан гироскоп на деполяризованном излучении [1], по чувствительности превосходящий «поляризованные» аналоги, а по стоимости – существенно дешевле них.

Проведя ретроспективный анализ существующих гироскопов на деполяризованном излучении, можно выявить их особенности и сделать вывод о целесообразности их разработки и применения.

Рассмотрим для начала физические основы поляризации.

Поляризация волн – явление нарушения симметрии распределения возмущений в поперечной волне относительно направления ее распространения. Для электромагнитных волн это явление направленного колебания векторов напряженности электрического поля E или напряженности магнитного поля H .

Причиной возникновения поляризации волн может быть:

- несимметричная генерация волн в источнике возмущения;
- анизотропность среды распространения волн;
- преломление и отражение на границе двух сред.

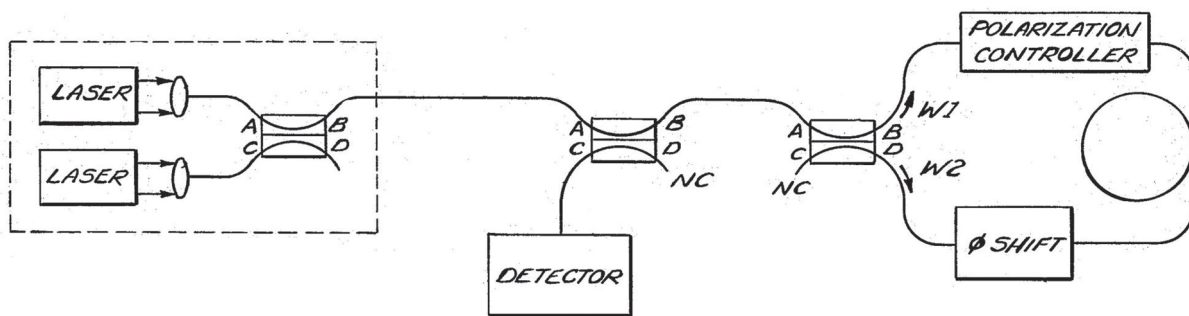


Рис. 1. ВОГ G. Pavlath и H. Shaw на деполяризованном излучении
 Fig. 1. G. Pavlath and H. Shaw FOG at depolarized radiation

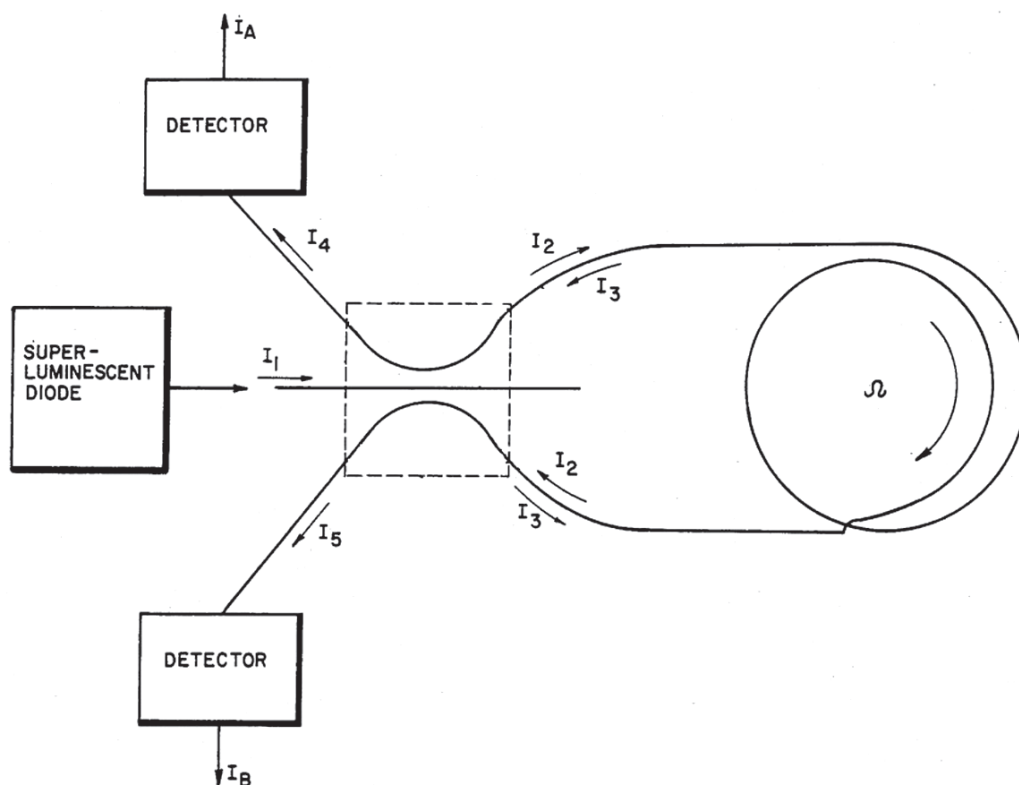


Рис. 2. Вторая схема ВОГ на деполяризованном излучении R. Moeller и W. Burns
 Fig. 2. The second scheme for FOG at depolarized radiation by R. Moeller and W. Burns

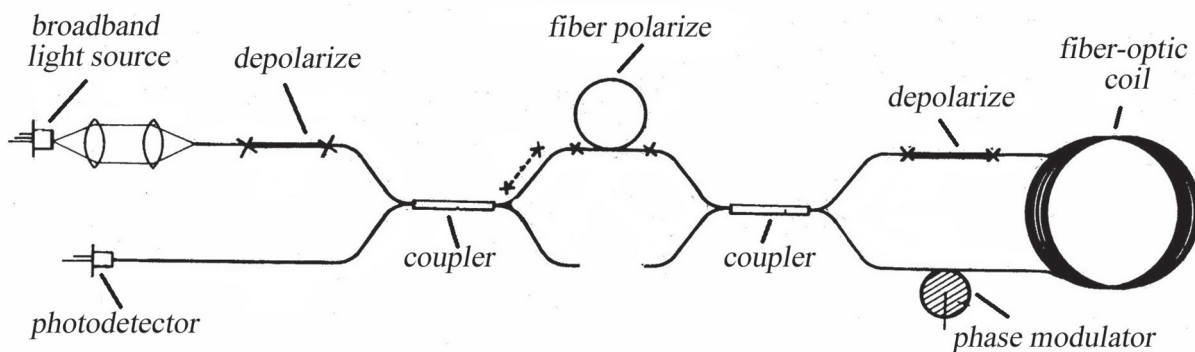


Рис. 3. Схема ВОГ Y. Nishiura и T. Iwashita на деполяризованном излучении
 Fig. 3. FOG scheme by Y. Nishiura and T. Iwashita at depolarized radiation

Основными поляризациями, используемыми в ВОГ, являются два вида:

– линейная – колебания возмущения происходит в какой-то одной плоскости. В таком случае говорят о «плоско-поляризованной волне»;

– круговая – конец вектора амплитуды описывает окружность в плоскости колебаний. В зависимости от направления вращения вектора может быть правой или левой.

Если рассеянный свет поляризовать, то, используя поляризационный фильтр с иной поляризацией, можно ограничить прохождение света. Интенсивность света, прошедшего через поляризаторы, подчиняется закону Малюса.

Закон Малюса (1) – физический закон, выражающий зависимость интенсивности линейно-поляризованного света после его прохождения через поляризатор от угла ϕ между плоскостями поляризации падающего света и поляризатора

$$I = k_a I_0 \cos^2 \phi, \quad (1)$$

где I_0 – интенсивность падающего на поляризатор света;

I – интенсивность света, выходящего из поляризатора;

k_a – коэффициент прозрачности поляризатора.

Деполаризатор на таком принципе впервые был создан Бернаром Лио (1897–1952) – французским астрономом, членом Парижской академии наук. Его основные научные работы посвящены изучению планет и Солнца [2]. Он первым выполнил большие ряды поляриметрических измерений излучения планет (1921–1929), создал коронограф – устройство для наблюдения солнечной короны. Деполаризатор Лио представляет собой две кварцевые плоскопараллельные пластины (в общем случае два участка среды с большим двулучепреломлением), оптические оси в которых нормальны входному излучению и развернуты друг относительно друга в азимутальной плоскости на 45° . Соотношение между толщинами пластин обычно равно 2:1.

Первая попытка создать ВОГ на деполаризованном излучении предпринята

G. Pavlath и H. Shaw в Стенфорде, 1981–1985 г. [3]. В предложенной ими схеме нет деполаризатора как такового, авторы предлагают использовать в качестве источника света два линейно поляризованных лазера с вертикальным и горизонтальным направлением поляризации. Объединяя свет двух источников при помощи линзы, можно получить деполаризованный свет. Степень поляризации подобного источника света может достигать величины менее 0,1 %. К слову, наиболее совершенный на тот момент деполаризованный He-Ne лазер имел степень линейной поляризации около 5 %. Все оптические элементы в данной схеме являются изотропными. В результате ее точность невелика, а стоимость возрастает вследствие использования двух источников света.

Второй прототип ВОГ на деполаризованном излучении создали R. Moeller и W. Burns, в 1983–1987 г. [4]. В данном случае предлагалось использовать Супер Люминесцентный Диод со степенью линейной поляризации в 16 %, которая теоретически может быть снижена до 2 % с помощью использования соответствующих селективных отражателей или поглотителей. Другим важным новшеством является использование в этой схеме разветвителя 3x3 и двух детекторов, что позволяет не использовать фазовый модулятор и сократить погрешности. Оптические элементы также изотропны. Разумеется, данную схему также нельзя считать совершенной ввиду низкой точности прибора и большой остаточной поляризации света в контуре.

Первый ВОГ с полноценным деполаризатором был создан в Японии в 1991 г. [5]. В схеме, предложенной Y. Nishiura и T. Iwashita, использовано изотропное волокно катушки, анизотропные разветвители, поляризатор в виде кольца из анизотропного волокна и фазовый модулятор.

Деполаризаторы типа Лио получены в результате соединения двух кусков анизотропного волокна, были рассмотрены также и другие варианты, например, две части кристалла с высоким двулучепреломлением или поляризованный источник света, повернутый относительно волокна на 45° . В результате

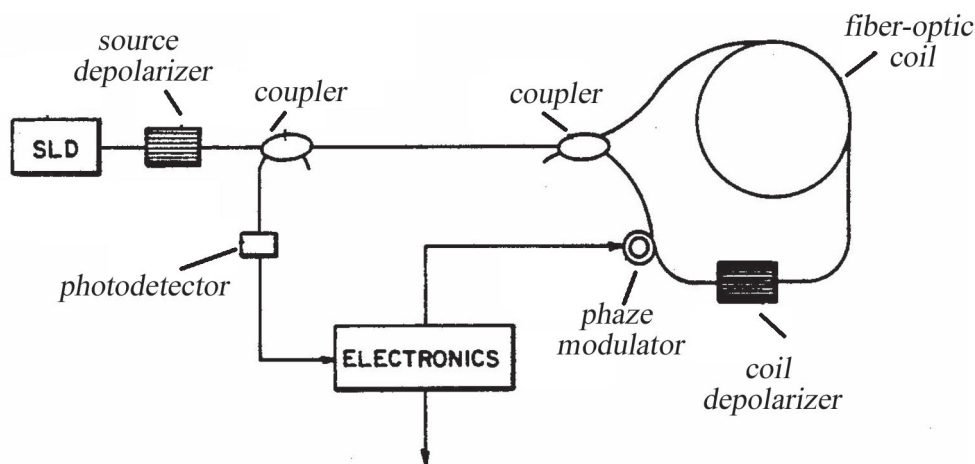


Рис. 4. Новая схема ВОГ R. Moeller и W. Burns на деполаризованном излучении
 Fig. 4. The FOG new scheme by R. Moeller and W. Burns at depolarized radiation

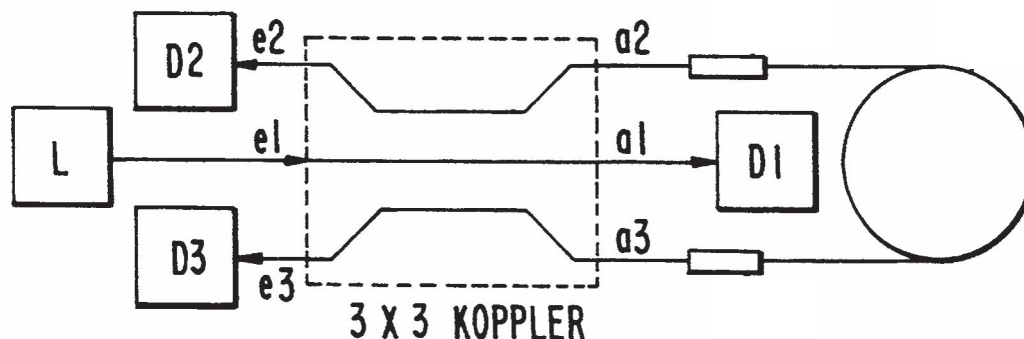


Рис. 5. R. Muller и E. Hartl на деполаризованном излучении
 Fig. 5. R. Muller and E. Hartl scheme at depolarized radiation

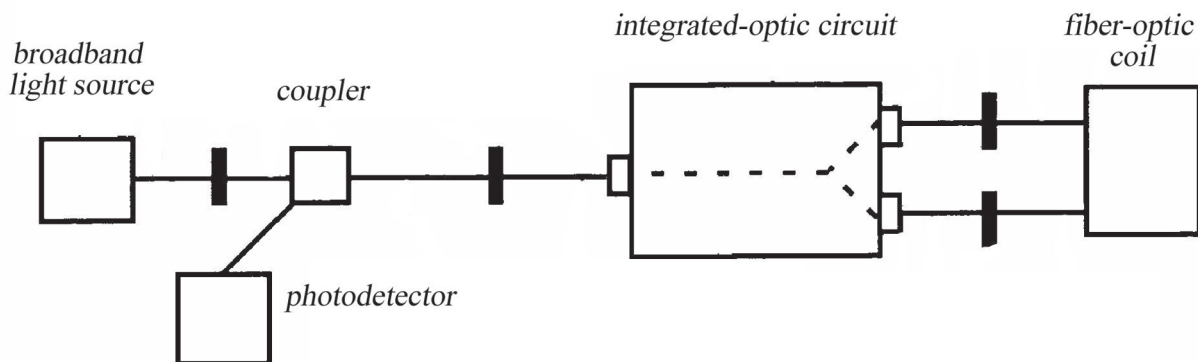


Рис. 6. Схема ВОГ с применением ИОС
 Fig. 6. FOG scheme using ITS

применения изотропного волокна в оптическом контуре достигнуто снижение цены, а низкая степень поляризации повышает точностные характеристики. Особо стоит отметить, что в данной работе японские ученые выдвинули идею «двойной деполаризации». Деполаризованный свет источника поляризуется, а затем снова деполаризуется. По их мне-

нию, это позволяет достичь особенно низкой остаточной поляризации. В дальнейшем Y. Nishiura усовершенствовал схему, устранив интерференцию между деполаризаторами.

Опыт японских ученых был использован в новой работе A. Kersey, R. Moeller и W. Burns [6]. С помощью деполаризатора Лио им удалось стабилизировать СЛД и перерабо-

тать схему, сохранив изотропность основных элементов.

Существенным отличием от японской схемы является отсутствие поляризатора. По утверждению авторов, это устраняет зависимость прибора от магнитных полей и повышает мощность выходного сигнала на 6 дБ. Отказ от «двойной деполаризации» не играет существенной роли, так как в предложенной японскими учеными она не актуальна. Моэллер использует один деполаризатор для источника света и другой для устранения наведенной поляризации в оптическом контуре, которая существенно больше, чем остаточная поляризация. Также авторы представили свою классическую схему разветвителя 3×3 с новым СЛД и деполаризатором в оптическом контуре.

Следующий шаг в развитии деполаризированных ВОГ сделали R. Muller и E. Hartl из Мюнхена [8]. Усовершенствовав схему R. Moeller, они добавили к разветвителю 3×3 второй деполаризатор в оптическом контуре, длина которого в 4 раза больше, чем первого (это необходимо для закономерности Ли).

Теперь величина ошибки, которая возникает от остаточной поляризации (в том числе полученной от наведенной поляризации) зависит только от количества самих поляризаторов.

Достаточно оригинальное решение проблемы остаточной поляризации было предложено в 1995 г. группой из Института прикладной физики РАН [10]. В их схеме с одним деполаризатором между двумя разветвителями предлагается анизотропный волоконный контур выполнить из изотропного волокна, при этом необходимая анизотропия контура создается за счет наведенного двойного лучепреломления при намотке изотропного волокна радиуса r на катушку с радиусом R , удовлетворяющим соотношению, приведенному ниже (7)

$$R < r \sqrt{\frac{c_3 \Delta \lambda L}{\lambda}}, \quad (7)$$

где $C_3 = 1,34 \cdot 10^6$ рад/м;

$\Delta \lambda$ – ширина линии волны СЛД;

λ – длина волны СЛД;

L – длина намотанного волокна на катушку.

Самым совершенным на сегодняшний день является использование принципа R. Muller с двумя деполаризаторами и применение развивающихся интегральных оптических схем (ИОС). В некоторых случаях используют деполаризованный свет на входе в ИОС, в других случаях – поляризованный, но в оптическом контуре он деполаризован в любом случае. В первую очередь, применение таких систем позволило объединить в одном элементе модулятор и разветвитель, затем упростить монтаж и сократить количество компонентов, используя ИОС как часть деполаризатора. Такое возможно, поскольку ИОС представляет собой кристалл ниобата лития, по сути являющийся поляризованной средой с высоким двулучепреломлением. Для получения деполаризатора достаточно стыковать к ИОС отрезки анизотропного волокна под углом 45° .

В перспективе возможно включение всех деполаризаторов в состав ИОС. Если учесть, что еще до появления ИОС (в 1997 г.) японцами были предприняты попытки создать ВОГ с комбинированным источником-приемником, включающим в себя также и деполаризатор, то можно получить предельно упрощенную схему, состоящую из источника, ИОС и оптического контура [9].

Подводя итог, можно сделать следующие заключения.

Использование схем ВОГ на деполаризованном излучении позволяет значительно упростить монтаж и снизить стоимость компонентов без потерь в точности.

Существует несколько групп, которые на протяжении многих лет ведут исследования в области ВОГ на деполаризованном свете, используя опыт конкурентов для совершенствования своей схемы. Это группы George Pavlath (Stanford, Litton Systems); Robert Moeller (The USA Navy); Yozo Nishiura (Sumitomo Electric Industries); Reinhard Muller (Deutsh Aerospace) и в последнее время Honeywell International и Nortrop Grumman Corporation.

В настоящий момент достигнута точность, которая позволяет применять ВОГ на деполаризованном свете в авиации. Прово-

дятся работы по повышению точности для решения задач навигации в космических аппаратах.

Наиболее совершенной оптико-физической схемой на деполаризованном излучении на сегодняшний день является схема с использованием ИОС и двух деполаризаторов в оптическом контуре.

Библиографический список/References

1. G. A. Sanders, B. Szafraniec, R.-Y. Liu, M. S. Bielas, L. K. Strandjord Fiber-optic gyro development for a broad range of applications Honeywell Technology Center, Phoenix, AZ 85027-2708
2. Лию Бернар. Биография «ПомниПро» виртуальный мемориал. <http://www.pomnipro.ru/memoriyapage37491/biography>. Загл. с экрана. Lio Bernar. Biography: «PomniPro» virtual'nie memorial. Available at: <http://www.pomnipro.ru/memoriyapage37491/biography/> (accessed 15 Mach 2014)
3. Pat. 4529312 USA, G01B 9/02. Fiber optic rotation sensor utilizing unpolarized light / George A. Pavlath; Herbert J. Shaw (Stanford, Calif); The Board of Trustees Leland Stanford Junior University – № 288212; filed 29.07.1984; data of patent 16.07.1985. – 20p.
4. Pat. 4653917 USA, G01/64; G01B; G01B 9/02. Fiber optic gyroscope operating with unpolarized light source / Robert P. Moeller, (Fort Washington); William K. Burns (Alexandria); The United States of America as represented by the Secretary of the Navy – № 478593; filed 24.03.1983; data of patent 31.03.1983. 4 p.
5. Pat. 5245407 USA, G01C 19/72. Fiber-optic gyroscope with depolarizers in a fiber coil located between a light source and a polarizer / Yozo Nishiura; Takaki Iwashita (Japan); Sumitomo Electric Industries – № 748541; filed 22.08.1991; data of patent 14.09.1993. 11 p.
6. Pat. 5365339 USA, G01C 19/64. Two depolarizer fiber-optic gyroscope that eliminates interference between the depolarizers / Yozo Nishiura; Yasuhito Nishi (Japan); Sumitomo Electric Industries – № 2060; filed 8.01.1993; data of patent 15.11.1994. 21 p.
7. Pat. 5319440 USA, G01C 19/64. Fiber optic gyroscopes with depolarized light / Alan D. Kersey (Springfield); William K. Burns (Alexandria); Robert P. Moeller (Fort Washington); The United States of America as represented by the Secretary of the Navy – № 934221; filed 25.08.1992; data of patent 07.06.1994. 24 p.
8. Pat. 5347354 USA, G01C 19/72. Sagnac-type optical fiber gyroscope having depolarizers of differing lengths / Reinhard Miller (Puchheim); Engelbert Hartl; Gert Trommer (Munchen); Deutsvh Aerospace – № 902237; filed 22.06.1992; data of patent 13.09.1994. 5 p.
9. Pat. 5526115 USA, G01C 19/72. Light source-detection fiber-optic gyroscope using depolarized beam propagation / Yozo Nishiura (Japan); Sumitomo Electric Industries – № 348089; filed 25.11.1994; data of patent 11.06.1996. 11 p.
10. Pat. 2098762 Rossijskaja Federacija, G01C 19/72. «Volokonno-opticheskiy giroskop / Anrokov I.A., Gelikonov V.M., Gelikonov G.V., Stepanov D.P.; Institut prikladnoj fiziki RAN – № 95109968/28; filed 14.06.1995; data of patent 10.12.1997, B116/2006. 4 p.
11. Pat. 7085441 USA, G02B 6/00. Fiber-optic gyroscope with depolarizer using integrated optic waveguide / Valery A. Kozlov (Foxboro); Northrop Grumman Corporation. № 11/072737; filed 4.03.2005; data of patent 01.08.2006. 13 p.

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE CHARACTERISTICS OF A FIBER-OPTIC GYROSCOPE WITH A DEPOLARIZED RADIATION

Koptenkov M.I., pg. MSFU, a leading design engineer branch, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»; **Shahovtsev E.V.**, pg. IAAC, a leading engineer technologist, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»; **Balandin A.I.**, pg. BMSTU, chief engineer, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»; **Baryshnikov K.O.**, pg. BMSTU, head of sector, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»

mkoptenkov@gmail.com

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischy, Moscow reg., Russia

Bauman Moscow State Technical University, st. Baumanskaya 2-ya, 5, Moscow, 105005, Russia

International Academy of Appraisal and Consulting (IAAC), st. Novochoyomushkinskaya, 65, k. 1 Moscow, 117418, Russia

«Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure»—«Scientific and Research Institute of Applied Mechanics named after Academician V.I. Kuznetsov», Aviamotornaya st., house 55, Moscow, 111123, Russia

A retrospective analysis of fiber-optic gyroscopes using polarized radiation from the first technical solutions to the modern ones has been performed. It is widely known that one of the important problems of the development of FOG is polarization maintenance. This entails the development and application of expensive fiber and the inclusion in the scheme certain additional elements. At the same time, the Honeywell International company has created a gyroscope with a depolarized radiation sensitivity surpassing «polarized» counterparts. Having considered the principle of operation and the organization of the Leo depolarizer device and its optimal location in the optical circuit, it can be concluded that the fiber-optic gyroscope with a depolarized radiation the optical-physical scheme of which applied integrated optical circuit and two depolarizers in the optical circuit is the most convenient. Integrated optical scheme brought together element modulator and coupler. Linking fiber to the optic integrated scheme at a certain angle makes it possible to obtain depolarized radiation. This allows to considerably simplify the installation and reduce the cost of components, reduce the number of elements in the optical path and the number of welded joints.

Keywords: Fiber-optic gyroscope, depolarized radiation, optical-physical scheme, Leo depolariser, integrated-optical circuit.

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

М.И. КОПТЕНКОВ, *асп. каф. системы автоматического управления МГУЛ, вед. инженер-конструктор филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»,*

mkoptenkov@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1

ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова», 111123, Москва, ул. Авиамоторная, д. 55

Представлены основные сведения о принципах волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Проведен анализ потенциальной точности ВОГ. Рассмотрены источники возникновения шумов в полезном сигнале в волоконно-оптическом гироскопе. Паразитный сигнал возникает из-за разницы температур окружающей среды и чувствительной катушки, равномерности ее нагрева – температурных градиентов. При растяжении участка оптоволокна в контуре встречные световые волны приобретают разные фазовые набегги. Такое явление называют эффектом (эффект Шьюпа). Поляризованная электромагнитная волна, проходящая через магнитооптический контур или сквозь магнитное поле, поворачивает плоскость своей поляризации. Такое явление обусловлено взаимным эффектом Фарадея. Нелинейный электрооптический эффект носит название эффекта Керра. Эффект Керра состоит в изменении коэффициента преломления среды под воздействием на нее электромагнитного поля. Показаны принципиальные физико-оптические схемы ВОГ и их основные характеристики. К первому классу точности относятся ВОГ, обеспечивающие нестабильность сдвига нуля в диапазоне 1–10 °/час. Такие гироскопы построены по «минимальной конфигурации», или «open-loop». Ко второму классу точности относятся ВОГ, обеспечивающие нестабильность сдвига нуля в диапазоне 0,01–1 °/час. Такие гироскопы имеют активную обратную связь, или «closed-loop». К третьему классу точности относятся ВОГ, обеспечивающие нестабильность сдвига нуля в диапазоне 0,01–0,0001 °/час. В таких гироскопах помимо активной обратной связи «closed-loop» был применен метод компенсации шума источника излучения. Рассмотрена оптико-физическая схема волоконно-оптического гироскопа на деполаризованном излучении. Деполаризованный ВОГ имеет свободную поляризацию и является наиболее интересным для достижения высокой точности и при невысокой цене.

Ключевые слова: волоконно-оптический гироскоп, деполаризованное излучение, оптико-физическая схема, деполаризатор Лию, интегрально-оптическая схема, эффект Керра, эффект Фарадея, эффект Шьюпа, эффект Саньяка, минимальная схема, закрытая петля.

В настоящее время во всем мире все больше внимания уделяется проектированию измерительных устройств на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), ввиду их преимуществ над другими типами гироскопов, прежде всего традиционным механическим гироскопам. Достоинство ВОГ заключается, прежде всего, в широком динамическом диапазоне измеряемых скоростей, отсутствии вращающихся элементов, отсутствии вибрации и акустического шума, высокой точности и низкой себестоимости (при сравнении с лазерным гироскопом), малом энергопотреблении. К достоинствам ВОГ также можно отнести приемлемые массогабаритные характеристики, простоту расчетов параметров и их конструкцию.

В основе принципа действия волоконно-оптического гироскопа лежит «вихревой» эффект Саньяка. Французский физик Жорж Саньяк в 1913 г. открыл «вихревой оптический эффект», позволяющий оптическими способами измерять скорость вра-

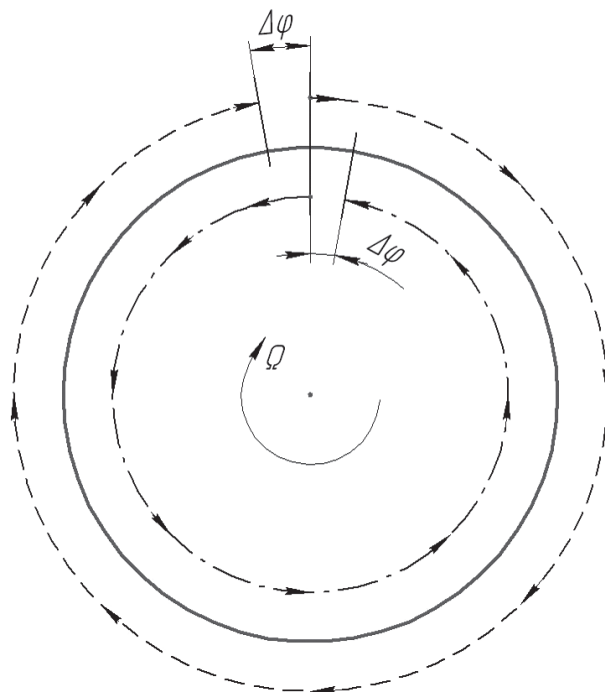


Рис. 1. Кинематическая схема вихревого эффекта Саньяка

Fig. 1. Cinematic scheme of the Sagnac swirling effect

щения [6, 7]. Сущность вихревого эффекта заключается в следующем. Если в замкнутый оптический контур заводится сколлимированная и поляризованная световая волна, которая разделяется на две световые волны, что распространяются в противоположных направлениях, то при неподвижном контуре фазовые набегии обеих световых волн, прошедших весь контур, будут одинаковыми. При вращении контура вокруг оси, нормальной к плоскости контура, фазовые набегии световых волн неодинаковы, а разность фаз лучей пропорциональна угловой скорости вращения контура.

На рис. 1 изображен плоский замкнутый оптический контур произвольной формы, в котором распространяются в противоположных направлениях две световые волны 1 и 2. Плоскость контура перпендикулярна оси вращения, проходящей через произвольную точку O . Угловую скорость вращения контура обозначим Ω .

Если относительное запаздывание встречных световых волн, возникающее при вращении, выразить через разность фаз встречных световых волн, то она составит

$$\Delta\varphi_c = \frac{8 \cdot \pi \cdot N \cdot S}{\lambda \cdot c} \cdot \Omega, \quad (1)$$

где N – число витков оптического контура;

S – площадь контура;

λ – длина волны;

c – скорость света.

Для круглого волоконно-оптического контура выражение (1) примет вид

$$\Delta\varphi_c = \frac{4 \cdot \pi \cdot R \cdot L}{\lambda \cdot c} \cdot \Omega, \quad (2)$$

где L – длина волокна в оптическом контуре;

R – радиус контура.

Разность фаз $\Delta\varphi$ является фазой Саньяка. Как видно, фаза Саньяка пропорциональна угловой скорости вращения контура. Рассмотрев подробно формулу (1), можно сказать об одной особенности ВОГ. Его параметры в основном зависят от длины намотанного волокна и радиуса оптического контура. Тем самым можно изменять точность ВОГ, увеличивая или уменьшая площадь волоконного контура. Такая гибкость в изменении параметров ВОГ путем изменения его

геометрии является важным преимуществом ВОГа, поскольку одни и те же компоненты и технология сборки могут быть использованы для создания гироскопов разного класса точности без значительного изменения конструкции.

Теоретическая чувствительность ограничена фотонным дробовым шумом фотодетектора, его также называют квантовым шумом, анализ которого основывается на утверждении, что суммирование N некоррелированных дискретных частиц, таких как фотоны, является случайным процессом со средним квадратичным отклонением, равным \sqrt{N} . Так как уровень фотонных шумов зависит от интенсивности оптического излучения, падающего на фотодетектор, запишем выражение, определяющее мощность падающего излучения

$$P = 2P_0(1 + \cos\varphi), \quad (3)$$

где P_0 – мощность входящего излучения.

При статическом смещении по фазе в рабочую точку характеристики с наибольшей чувствительностью это выражение принимает вид

$$P = 2P_0(1 - \sin\varphi). \quad (4)$$

Если фотодетектор принимает поток фотонов, то число обнаруживаемых фотонов в единицу времени является случайной величиной. Число фотонов, падающих на фотодетектор, за время интегрирования T равно средней энергии, деленной на энергию одного фотона

$$\bar{N} = \frac{2 \cdot P_0 \cdot T}{h\nu}, \quad (5)$$

где h – постоянная Планка;

ν – частота излучения.

Среднеквадратическое значение отклонения числа фотонов для пуассоновского распределения

$$\sigma = \sqrt{\bar{N}}. \quad (6)$$

Учитывая линейность выходной характеристики в районе нуля, найдем среднеквадратическое значение «фазового» шума как флуктуацию мощности и числа фотонов

$$\delta\varphi = \delta P/P_0 = \delta N/N. \quad (7)$$

С учетом выражения (4) получим, что среднеквадратическое отклоне-

ния флуктуации фазы выходного сигнала равно

$$\sigma_{\varphi} = \sqrt{\frac{h \cdot \nu \cdot \Delta f}{2P_0}}, \quad (8)$$

где Δf – полоса пропускания системы обнаружения и обработки сигнала (фильтрация), $\Delta f = 1/T$.

Рассмотрим одно из распространенных значений $P_0 = 1 \cdot 10^{-4}$ Вт, $\nu = 3 \cdot 10^{14}$ Гц. Тогда

$$\frac{\sigma_{\varphi}}{\sqrt{\Delta f}} \approx 3 \cdot 10^{-8} \frac{1}{\sqrt{\Gamma \text{ц}}}; \quad \sigma_{\varphi} \approx 3 \cdot 10^{-8} \sqrt{\frac{1}{T}}. \quad (9)$$

Отсюда следует вывод, что при полосе пропускания 1 Гц предел чувствительности по измеряемой фазе имеет порядок, равный 10^{-7} рад. Полоса пропускания 1 Гц соответствует времени усреднения 1 с.

Для определения среднеквадратической ошибки измерения угловой скорости вращения, обусловленной фотонным шумом, воспользуемся выражением для фазы Саньяка (1), подставим в него выражения (8), получим выражение

$$\Omega_{\min} = \frac{c}{2 \cdot \pi \cdot \nu \cdot L \cdot R} \cdot \sqrt{\frac{h \cdot \nu \cdot \Delta f}{2P_0}}. \quad (10)$$

Масштабный коэффициент ВОГа связывает сдвиг фазы выходного сигнала со скоростью вращения

$$K = \frac{\Delta \varphi_c}{\Omega} = \frac{4 \cdot \pi \cdot R \cdot L}{\lambda \cdot c}. \quad (11)$$

Возьмем следующие параметры для расчета $L = 1 \cdot 10^6$ мм, $R = 50$ мм, $P_0 = 1 \cdot 10^{-4}$ Вт, $\nu = 3 \cdot 10^{14}$ Гц, $\lambda = 3 \cdot 10^{-6}$ мм. Рассчитаем масштабный коэффициент

$$K = \frac{\Delta \varphi_c}{\Omega} = \frac{4 \cdot \pi \cdot 5 \cdot 10^2 \text{ м} \cdot 10^3 \text{ м}}{10^{-6} \text{ м} \cdot 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}} \approx 2 \text{ рад/с}. \quad (12)$$

Вычислим минимальную скорость вращения, которую можно почувствовать на фоне фотонного шума фотодетектора. Для этого из выражения (8) с учетом выражения (9) выразим $\Omega = \Omega_{\min}$

$$\Omega_{\min} \approx 3 \cdot 10^{-8} \sqrt{\frac{1}{T}} \cdot \frac{1}{K} \approx 3 \cdot 10^{-3} \cdot \sqrt{\frac{1}{T}} \text{ угл.с/с}. \quad (13)$$

При полосе пропускания в 1 Гц, что соответствует времени усреднения 1 с, для оптического контура с площадью $LR = 5 \cdot 10^7$ мм² порог регистрации скорости вращения составляет

$$\Omega_{\min} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ угл.с/с}. \quad (14)$$

При усреднении в течение часа получаем выражение для минимального случайного дрейфа ВОГ

$$\Omega_{\min} = 5 \cdot 10^{-5} \text{ угл.с/}\sqrt{\text{час}}. \quad (15)$$

По полученным результатам минимальной чувствительности фотодетектором скорости вращения ВОГ следует отнести к высокоточным гироскопическим приборам.

Однако на практике не получается реализовать такую точность. Для реализации высокой точности необходимо обеспечить высокую стабильность и чувствительность, учесть влияние шумов. Рассмотрим источники шумов, возникающие в ВОГ.

Влияние температурных градиентов

В волоконно-оптической катушке вследствие тепловых градиентов происходит неравномерное расширение оптоволокна. При растяжении участка волокна в контуре встречные световые волны приобретают разные фазовые набег. Это приводит к невзаимным паразитным эффектам. Такое явление называют термооптическим эффектом (эффект Шьюпа).

Эффекту влияния температурных градиентов на волоконную катушку уделено много внимания во многих работах [8]. Перейдем к рассмотрению выражения, описывающего температурное влияние на фазу Саньяка

$$\varphi_T = \frac{\pi \cdot L^2 \cdot n \cdot \Delta T}{\lambda \cdot c} \left(\frac{dn}{dT} + \alpha n \right), \quad (16)$$

где L – длина волокна в оптическом контуре; n – коэффициент преломления волокна; α – линейный коэффициент теплового расширения;

ΔT – изменение температуры.

Проанализировав уравнение (16), можно сделать вывод, что температурное воздействие на волокно вносит большие фазовые набег, соизмеримые со скоростью вращения Земли. Поэтому необходимо держать температуру в заданном режиме и с высокой точностью. Величина термооптического эффекта зависит от коэффициента температурного расширения материала. Применение специальных видов намотки волокна на каркас катушки является одним из методов уменьшения влияния температурных погрешностей.

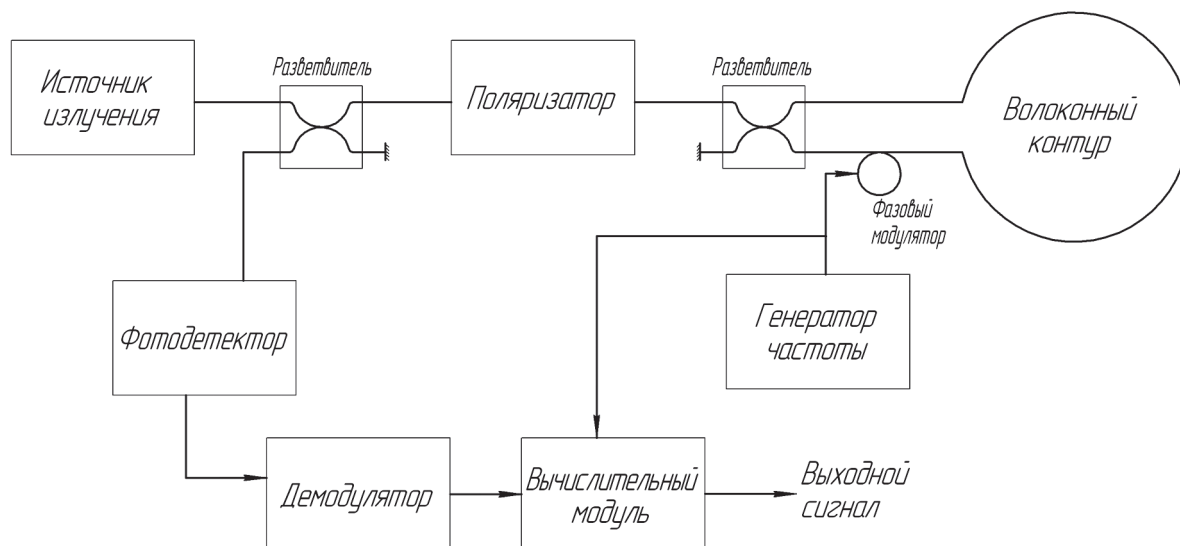


Рис. 2. Схема «минимальной конфигурации»
Fig. 2. A scheme of «minimum configuration»

Магнитооптический эффект Фарадея

Данный эффект заключается в том, что поляризованная электромагнитная волна при прохождении магнитного поля поворачивает плоскость поляризации.

Когда поляризованные встречные световые волны распространяются в магнитооптическом контуре и проходят сквозь магнитное поле, они приобретают разные набеги фаз. Это обусловлено невзаимностью эффекта Фарадея. Вращение плоскости поляризации обусловлено разностью коэффициентов преломления ортогональной круговой поляризациями n_+ и n_- , на которые можно разложить линейно поляризованную световую волну. Формула, описывающая угол поворота плоскости поляризации

$$\rho = \pi d / \lambda \times (n_+ - n_-) = V H d, \quad (14)$$

где ρ – угол поворота плоскости поляризации;
 d – толщина (диаметр) магнитооптического материала;
 n_+ и n_- – коэффициент преломления;
 V – постоянная Верде;
 H – напряженность внешнего магнитного поля.

Влияние нелинейного оптического эффекта Керра

Нелинейный электрооптический эффект носит название эффекта Керра. Эффект

Керра состоит в изменении коэффициента преломления среды под воздействием на нее электромагнитного поля.

При исследованиях ВОГ было замечено, что эффект Керра вносит значительный вклад в паразитный дрейф гироскопа. Поскольку коэффициенты преломления волокна для встречных световых волн оказываются разными, разбалансировка мощностей встречных световых волн в волоконно-оптической катушке в результате дает разность набегов фаз и соответствующий сдвиг нуля. Применение широкополосного источника излучения уравнивает нелинейности встречных волн и уменьшает паразитный сдвиг фаз.

Влияние обратного рассеяния

Обратное рэлеевское рассеяние является одним из основных механизмов потерь в волокне, а также является источником шума в ВОГ, ограничивающим его чувствительность. Встречные волны, проходя волоконно-оптический контур, рассеиваются на микронеоднородностях волокна, в результате чего возникают рассеянные волны, которые распространяются в противоположных по отношению к основным волнам направлениях и интерферируют со встречными волнами. Фаза рассеянной волны есть случайная величина. Интерференция основных встреч-

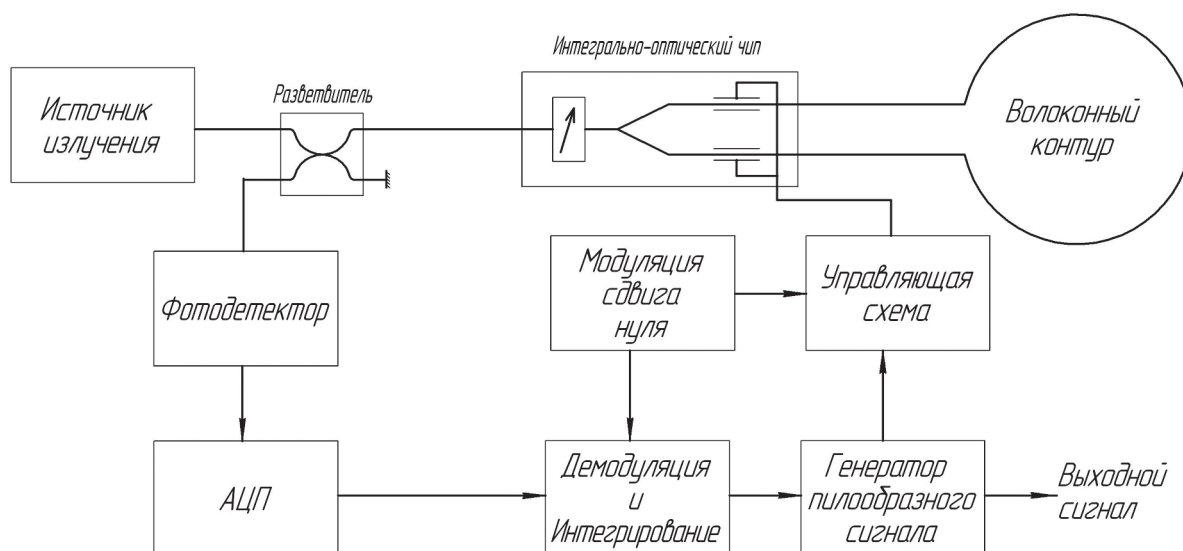


Рис. 3. Схема с обратной связью
Fig. 3. A feedback scheme

ных волн с рассеянными волнами приводит к изменению разности фаз встречных волн, в результате которой возникают флуктуации сдвига фаз полезного сигнала.

Наиболее эффективный способ борьбы с влиянием обратного рассеяния – применение источников излучения с низкой когерентностью и широкополосным излучением. В этом случае рассеянные волны не интерферируют с основными волнами и, следовательно, вносят существенно меньшую погрешность.

Электронный сдвиг нуля

Сдвиг нуля вызван смещением операционных усилителей, динамической ошибкой детектирования и взаимовлиянием аналоговых цепей. Частично зависит от напряжения.

Рассмотрим оптические схемы волоконно-оптических гироскопов. Интерференционные волоконно-оптические гироскопы можно разделить на три категории, за критерий оценки взяв точностной параметр. К первому классу точности относятся ВОГ, обеспечивающие нестабильность сдвига нуля в диапазоне $1\text{--}10^\circ/\text{час}$.

Такие гироскопы построены по «минимальной конфигурации» или «open-loop» (рис. 2). Данная схема отличается высокой надежностью, низкой стоимостью, длитель-

ным сроком эксплуатации, простой волоконной технологией, малым масштабным коэффициентом. Недостатком данной схемы является большая зависимость от изменения температуры. Основные области применения ВОГ такого класса: авиационная навигация, системы курсоуказания устройств с высокой маневренностью, таких как тактические ракеты. Минимальная конфигурация содержит следующие элементы: волоконно-оптическую катушку, намотанную оптическим волокном, сохраняющую заданную поляризацию, разветвители, поляризатор, полупроводниковый излучатель, модулятор, фотодетектор.

Основная особенность оптической схемы проявляется в фазовой подставке, которая реализуется с помощью волокна, намотанного на пьезоэлектрическое кольцо. Световые волны, перемещаясь в двух направлениях в волоконно-оптической катушке, после ее прохождения интерферируют на фотодетекторе, сигнал с фотодетектора демодулируется, таким образом, полученное напряжение пропорционально скорости вращения.

Ко второму классу точности относятся ВОГ, обеспечивающие нестабильность сдвига нуля в диапазоне $0,01\text{--}1^\circ/\text{час}$. Такие гироскопы имеют активную обратную связь или «closed-loop». Схема представлена на

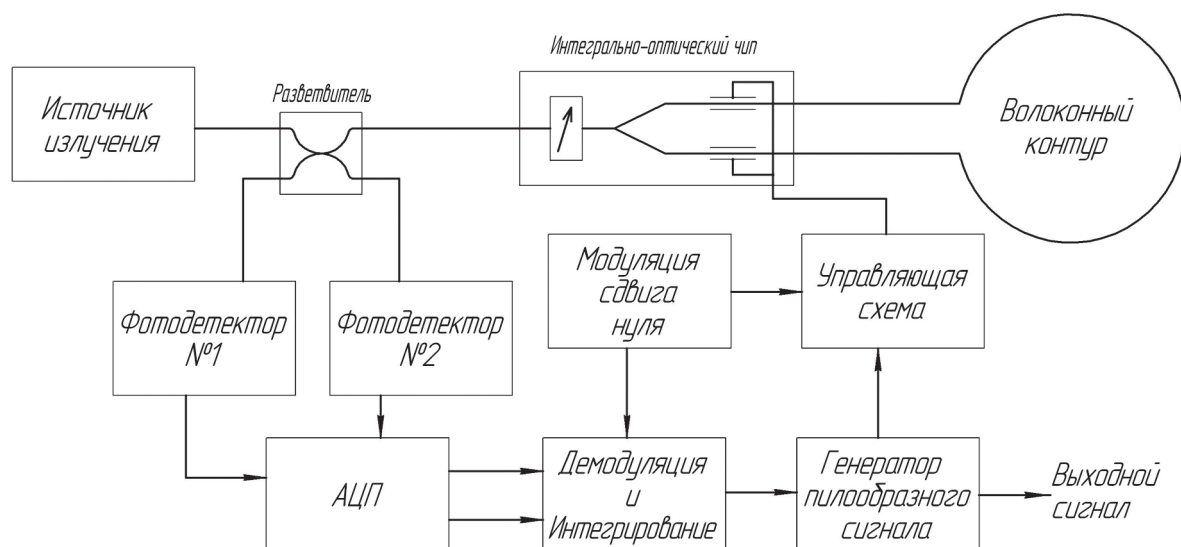


Рис. 4. Схема с обратной связью и дополнительным фотодетектором
Fig. 4. A feedback scheme with an additional photodetector

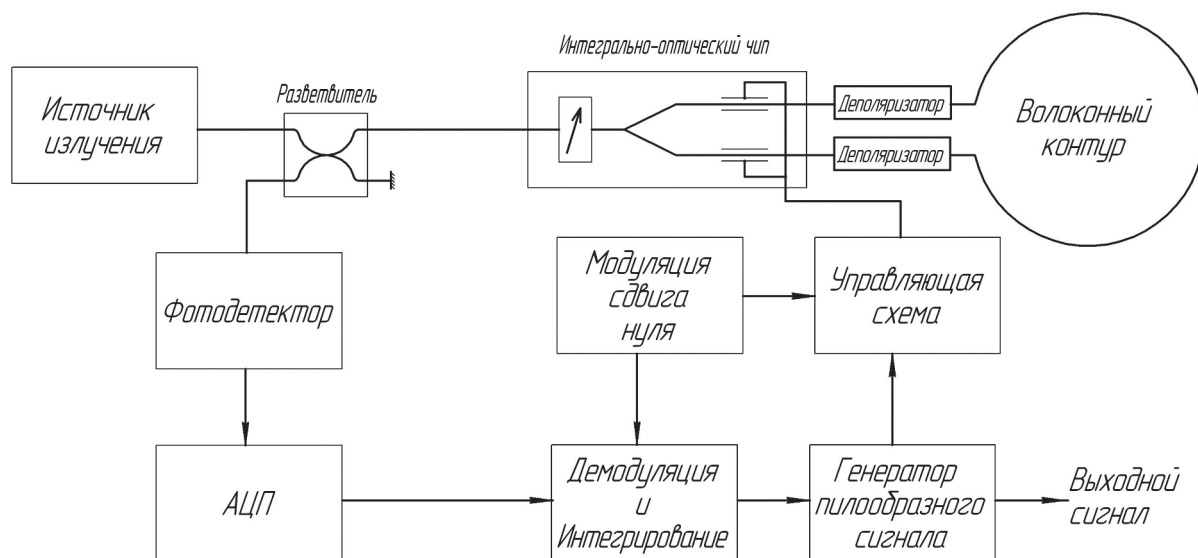


Рис. 5. Схема с деполаризаторами
Fig. 5. A scheme with depolarizers

рис. 3. Такая схема содержит интегрально-оптический чип, сформированный в подложке ниобата лития. Этот чип выполняет роль поляризатора, модулятора и разветвителя. Широкополосный интегрально-оптический фазовый модулятор используется, чтобы внести фазовую подставку и, таким образом, реализовать обратную связь. Выходное напряжение с фотодетектора преобразовывается в цифровой сигнал через аналого-цифровой преобразователь (АЦП) и затем в цифровой форме демодулируется. Выходные данные демодулятора служат сигналом рассогласо-

вания, который эффективно интегрируется и используется для генерации пилообразного сигнала изменения фазы, который поступает в управляющую схему.

К третьему классу точности относятся ВОГ, обеспечивающие нестабильность сдвига нуля в диапазоне $0,01-0,0001^\circ/\text{час}$. В таких гироскопах помимо активной обратной связи «closed-loop» был применен метод компенсации шума источника излучения.

Увеличение мощности излучения не обеспечит увеличение полезного сигнала для достижения низкого уровня дрейфа гироскопа.

Интерференция между независимыми спектральными компонентами широкополосного источника излучения вызывает шум, который становится преобладающим при высоких уровнях мощности излучения. Одним из методов компенсации шума источника излучения было применение в оптической схеме дополнительного фотодетектора, регистрирующего шум самого источника излучения, а затем вычитание его электронного эквивалента из выходного сигнала основного фотодетектора.

Деполаризованный ВОГ

Оптическая схема деполаризованного ВОГ похожа на оптическую схему с обратной связью. Основными отличиями являются волоконная катушка и наличие двух деполаризаторов. На рис. 5 представлена оптическая схема волоконно-оптического гироскопа на деполаризованном излучении. Поляризованный ВОГ и деполаризованный ВОГ имеют много общего, но деполаризованный ВОГ имеет ряд отличий. Рассмотрим их более подробно. После прохождения интегрально-оптического чипа свет попадает в деполаризаторы. На выходе деполаризаторов свет имеет хаотическую поляризацию и распространяется в катушке одномодового изотропного волокна. Деполаризаторы построены по типу деполаризатора Лию. Он состоит из двух плоскопараллельных пластин, соотношение между толщинами которых 2:1, оптические оси в которых нормальны входному излучению и развернуты друг относительно друга на 45° .

В катушках, намотанных волокном, поддерживающим поляризацию, возникает проблема сохранения поляризации от наведенного двулучепреломления.

Деполаризованный ВОГ имеет меньшую чувствительность к эффекту Фарадея и является наиболее интересным для достижения высокой точности при невысокой цене.

Заключение

Несмотря на преимущества ВОГ перед другими гироскопическими приборами

(простота монтажа, технологичность, простота расчетов параметров и их конструкции, зависящих от длины волокна и диаметра катушки, малые размеры и габариты), следует отметить и их недостатки. ВОГ, как и большинство приборов, имеет погрешности из-за нестабильности масштабного коэффициента, повышенной чувствительности к магнитным и электрическим полям, тепловым градиентам, повышенные требования к оптическому волокну для сохранения заданной поляризации, уменьшения двулучепреломления, радиационную стойкость и т. д.

Рассмотрев и проанализировав основные причины возникновения шумов в ВОГ, схемные решения повышения точности и технологичности, можно отметить, что одним из перспективных направлений уменьшения погрешностей ВОГ и повышения точности является использование деполаризованного излучения в волоконной катушке из анизотропного волокна.

Библиографический список

1. Шереметьев, А.Г. Волоконно-оптический гироскоп / А.Г. Шереметьев. – М.: Радио и связь, 1987.
2. Филатов, Ю.В. Волоконно-оптический гироскоп: учеб. пособие / Ю.В. Филатов. – СПб.: ГЭТУ «ЛЭТИ», 2003.
3. Волоконно-оптические датчики. Вводный курс для инженеров и научных работников / ред. Э. Удда. – М.: Техносфера, 2008. – 520 с.
4. Малькин, Г.Б. Эффект Саньяка. Корректные и некорректные объяснения / Г.Б. Малькин // Успехи физических наук, 2000. – Т. 170. – № 12. – С. 1325–1349.
5. Ландсберг, Г.С. Оптика: учеб. пособие для вузов / Ландсберг Г.С. – М.: ФИЗМАЛИ, 2003.
6. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 708 (1913); engl. – Sagnac G., The Luminiferous Ether is Detected as a Wind Effect Relative to the Ether Using a Uniformly Rotating Interferometer, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.74, Vol.1, 2008.
7. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 1410 (1913); engl. – Sagnac G., Regarding the Proof for the Existence of a Luminiferous Ether Using a Rotating Interferometer Experiment, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.77, Vol.1, 2008.
8. Shupe D.M. Thermally induced nonreciprocity in the fiber-optic interferometer // Applied optics 19, 1980, 654-655p.
9. Optical Gyros and their Applications, NATO RTO AGARDograph 339, May 1999.
10. B. Szafraniec. Theory of Polarization Evolution in Interferometric Fiber-Optical Depolarized Gyros: JOURNAL OF LIGHTWAVE TECHNOLOGY. 1999, Vol.17. № 4. p.579-590.

**PRINCIPLES OF MEASURING DEVICES DESIGN BASED
ON FIBER-OPTIC GYROSCOPES**

Коптенков М.И., pg. MSFU, a leading design engineer branch, filial of «TsENKI» - «NII PM named after Academician V.I. Kuznetsov»

mkoptenkov@gmail.com

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytitschi, Moscow reg., Russia
«Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure»—«Scientific and Research Institute of Applied Mechanics named after
Academician V.I. Kuznetsov», Aviamotornaya st., house 55, Moscow, 111123, Russia

The basic information on the principles of fiber-optic gyroscope (FOG) is given. The analysis of the potential accuracy of the FOG has been carried out. The sources of noise in the useful signal in a fiber optic gyroscope have been calculated. Spurious signal arises from the difference in temperature of the environment and sensitive coil, uniformity of its temperature – temperature gradients. When stretching the area of optical fiber in the circuit counter light waves acquire different phase shifts. This phenomenon is called an effect (Shupe effect). Polarized electromagnetic wave passing through the magneto-optical circuit or magnetic field rotates the plane of its polarization. This phenomenon is due to the nonreciprocal Faraday effect. Non-linear electro-optic effect is named the Kerr effect. The Kerr effect is a change in the refractive index of the environment under the influence of electromagnetic fields on it. The fundamental physical and optical schemes of FOG and their main characteristics are shown. The first precision class includes FOG providing instability of zero offset in the range of 1-10 ° / hour. These gyroscopes are built on the «minimum configuration» or «open-loop». The second precision class includes FOG providing instability of zero offset in the range of 0,01-1 ° / hour. These gyros are active feedback or «closed-loop». The third precision class includes FOG providing instability of zero offset in the range of 0,01-0,0001 ° / hour. In these gyros active feedback «closed-loop» was used together with a method to compensate for the noise of the polarizing source. The optical-physical scheme of fiber-optic gyroscope with a depolarized radiation has been considered. Depolarized FOG has a free polarization, is most interesting for high accuracy achievement, and is not a high-price device.

Keywords: Fiber-optic gyroscope, depolarized radiation, optical-physical scheme, Leo depolarizer, integrated-optical design, Kerr optical effect, Faraday effect, Shupe effect, Sagnac effect, the minimum circuit, closed loop.

References

1. Sheremet'ev A.G. *Volokonno-opticheskiy giroskop* [Fiber-optic gyroscope]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1987.
2. Filatov Yu.V. *Volokonno-opticheskiy giroskop* [Fiber-optic gyroscope]. St. Petersburg: GETU «LETI» Publ., 2003.
3. *Volokonno-opticheskie datchiki. Vvodnyy kurs dlya inzhenerov i nauchnykh rabotnikov* [Fiber Optic Sensors. Introductory course for engineers and scientists] red. E. Udda. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2008. 520 p.
4. Malykin G.B. *Effekt San'yaka. Korrektnye i nekorrektnye ob'yasneniya* [The Sagnac effect. Correct and incorrect explanations.] *Uspekhi fizicheskikh nauk* [The successes of the physical sciences], 2000. T. 170, № 12. p. 1325–1349.
5. Landsberg G.S. *Optika* [Optics] Tutorial: For universities. 6 th ed. stereotypes. Moscow, FIZMALI Publ., 2003.
6. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 708 (1913); engl. Sagnac G., The Luminiferous Ether is Detected as a Wind Effect Relative to the Ether Using a Uniformly Rotating Interferometer, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p.74, Vol. 1, 2008.
7. Sagnac M G C.R. Acad. Sci 157 1410 (1913); engl. Sagnac G., Regarding the Proof for the Existence of a Luminiferous Ether Using a Rotating Interferometer Experiment, THE ABRAHAM ZELMANOV JOURNAL, p. 77, Vol. 1, 2008.
8. Shupe D.M. Thermally induced nonreciprocity in the fiber-optic interferometer. *Applied optics* 19, 1980, pp.654-655.
9. Optical Gyros and their Applications, NATO RTO AGARDograph 339, May 1999
10. B. Szafraniec. Theory of Polarization Evolution in Interferometric Fider-Optical Depolarized Gyros: JOURNAL OF LITHTWAVE TECHNOLOGY. 1999, Vol.17. № .4. pp. 579-590.

В КАКОЙ ТОЧКЕ ОРБИТЫ НАХОДИТСЯ СЕГОДНЯ ЗЕМЛЯ?

А.И. РУБИНШТЕЙН, проф. каф. высшей математики МГУЛ, проф. каф. высшей математики НИЯУ (МИФИ), д-р физ.-мат. наук

rubinshtein_aleksandr@mail.ru, caf-math@mgul.ac.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» 115409, Москва, Каширское ш., 31

Рассматривается элементарное решение важнейшей задачи небесной механики – определение положения планеты на орбите в любой момент времени. Обычно приводится решение этой задачи, использующее закон Всемирного тяготения. Однако этот способ требует решения системы нелинейных дифференциальных уравнений, что является достаточно сложной задачей. Если использовать не только законы Всемирного тяготения, второй закон Ньютона, но и три закона Кеплера, то можно свести указанную задачу к решению простейшего дифференциального уравнения первого порядка. В результате определяется положение планеты на орбите-эллипсе в любой момент времени. При желании можно найти вектор скорости движения планеты. Если известно положение нескольких планет в один произвольный момент времени, то принципиально можно определить их положение в любой момент. Значит, мы знаем конфигурацию планетарной системы и можем находить, например, моменты противостояний. Незначительно усложняя метод, можно исследовать движение вокруг звезды (например, Солнца) системы планета-спутник и определять моменты затмений. Помимо изложенного, приведен элементарный вывод из второго закона Ньютона и третьего закона Кеплера закона Всемирного тяготения.

Ключевые слова: орбита, законы Ньютона, законы Кеплера

Представляется, что в сегодняшнем втузовском математическом образовании недостаточно представлена мотивация излагаемого материала. Вместе с тем хорошо известно, что развитие математических методов стимулировалось (как первый толчок) потребностями, прежде всего физики, астрономии.

Возникновение дифференциального и интегрального исчисления у Ньютона определялось необходимостью решения задач механики, в том числе небесной механики. Демонстрация того, как применение математического материала первого курса любого ВТУЗа позволяет количественно описать движение планет, искусственных спутников и т. д. (в рамках, разумеется, некоторой идеализации – модели – задачи двух тел, например) должна убедить студента в важности и полезности предлагаемых знаний. Итак, как же происходит движение Земли по орбите?

Первый закон И. Кеплера (1571–1630) гласит: «Планеты движутся по эллипсам, в одном из фокусов которых находится Солнце». Пусть канонические уравнения орбиты-эллипса есть

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$$

и Солнце расположено в точке $(c = \sqrt{a^2 - b^2}; 0)$, а полярный угол Земли в момент времени t

равен $\varphi(t)$. Пусть $\varphi = 0 = \varphi(0)$ – угол соответствующей точке апогея – ближайший к Солнцу точке орбиты.

Координаты Земли в момент времени t есть $(a \cos \varphi(t); b \sin \varphi(t))$ – координата радиус-вектора \vec{OT} . Как указал Ньютон (1643–1727), вектор скорости $\vec{v}(t)$ движения имеет координаты, равные производным по времени от координат положения, т. е.

$$\vec{v} = \vec{v}(t) = (-a \sin \varphi(t); b \cos \varphi(t)) \cdot \varphi'(t).$$

По второму закону И. Ньютона – изменение количества движения равно импульсу действующей силы (m – масса Земли)

$$\vec{F} = \vec{F}(t) = (m \cdot \vec{v}(t))' = m \cdot \vec{v}'(t) = (-am \sin \varphi(t)) \times \varphi''(t) - (am \cos \varphi(t)) \cdot (\varphi'(t))^2; (bm \cos \varphi(t)) \times \varphi''(t) - (bm \sin \varphi(t)) (\varphi'(t))^2 \quad (1)$$

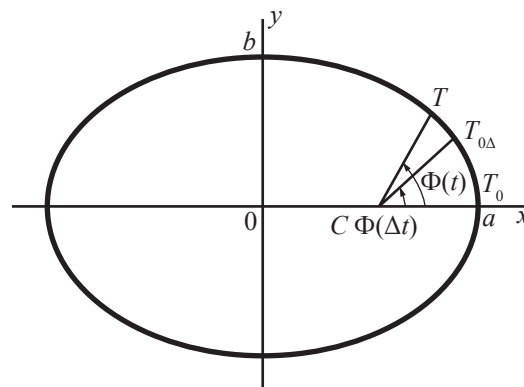


Рис. 1. Схема движения Земли
Fig. 1. A scheme of the Earth movement

По закону Всемирного тяготения Ньютона сила притяжения Земли Солнцем есть

$$\vec{F} = k \frac{mM}{R^2} \left(-\frac{\vec{R}}{R} \right), \quad (2)$$

где R – расстояние между Землей и Солнцем ($R = |\vec{TC}|$) и $\vec{R} = \vec{TC}$ – вектор Земля–Солнце,

M – масса Солнца (сила притяжения двух масс пропорциональна произведению этих масс, обратно пропорциональна квадрату расстояния между ними и направлена по прямой, соединяющей массы). Коэффициент пропорциональности k – постоянная Всемирного тяготения.

Так как (рис. 1)

$$\vec{R} = \vec{TC} = -((a \cos \varphi(t) - c); b \sin \varphi(t)),$$

$$R = \left((a \cos \varphi(t) - c)^2 + (b \sin \varphi(t))^2 \right)^{\frac{1}{2}}$$

то по (2)

$$\vec{F} = kmM \left(\begin{array}{c} \frac{c - a \cos \varphi(t)}{\left((a \cos \varphi(t) - c)^2 + (b \sin \varphi(t))^2 \right)^{\frac{3}{2}}}; \\ -\frac{b \sin \varphi(t)}{\left((a \cos \varphi(t) - c)^2 + (b \sin \varphi(t))^2 \right)^{\frac{3}{2}}} \end{array} \right). \quad (3)$$

Приравнивание \vec{F} из (1) и (3) приводит к необходимости решения нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка, что проблематично. Но на помощь приходит второй закон И. Кеплера: «Радиус вектор Солнце–Земля в равные промежутки времени «замечает» равные площади».

Отсюда следует, например, что при круговом движении $a = b = R$, т. е. $c = \sqrt{a^2 - b^2} = 0$ и $\varepsilon = c/a$ (для Земли $\varepsilon = 0,017$) скорость постоянна.

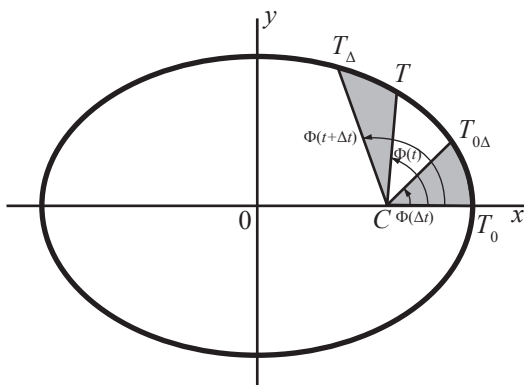


Рис. 2. Иллюстрация второго закона Кеплера
Fig. 2. Illustration of Kepler's second law

По второму закону Кеплера

$$S_{сект.ТСТ_\Delta} = S_{сект.Т_0CT_{0\Delta}}$$

При малых значениях Δt можно считать $S_{сект.ТСТ_\Delta} \approx S_{\Delta T_0CT_\Delta}$ и $S_{сект.Т_0CT_{0\Delta}} \approx S_{\Delta T_0CT_{0\Delta}}$. Имеем

$$\begin{aligned} S_{\Delta TCT_\Delta} &\approx \frac{1}{2} CT \cdot CT_\Delta \sin(T_\Delta CT) = \frac{1}{2} CT \cdot CT_\Delta \sin((\Phi(t) + \\ &+\Delta\Phi(t)) - \Phi(t)) = \frac{1}{2} ((CT \cdot \cos \Phi(t)) \cdot (CT_\Delta \sin(\Phi(t) + \\ &+\Delta\Phi(t))) - (CT \cdot \sin \Phi(t)) \cdot (CT_\Delta \cos(\Phi(t) + \Delta\Phi(t)))) = \\ &= \frac{1}{2} ((x_T - c) \cdot y_{T_\Delta} - (x_{T_\Delta} - c) \cdot y_T) = \frac{1}{2} ((x_T - c)(y_T + \\ &+\Delta y) - ((x_T + \Delta x) - c)y_T) = \frac{1}{2} ((x_T - c) - y_T \cdot \Delta x) = \quad (4) \\ &= \frac{1}{2} ((a \cos \varphi(t) - c) \cdot \Delta(b \sin \varphi(t)) - (b \sin \varphi(t)) \times \\ &\times \Delta(a \cos \varphi(t))) \approx \frac{1}{2} ((a \cos \varphi(t) - c)(b \cos \varphi(t)) - \\ &- (b \sin \varphi(t))(-a \sin \varphi(t))) \cdot \varphi'(t) \Delta t = \\ &= \frac{1}{2} b(a - c \cos \varphi(t)) \varphi'(t) \Delta t. \end{aligned}$$

Здесь использована формула Лагранжа конечных приращений.

Аналогично ($\varphi(0) = 0!$)

$$S_{\Delta T_0CT_{0\Delta}} \approx \frac{1}{2} b(a - c) \varphi'(0) \Delta t. \quad (5)$$

Из соотношения $S_{\Delta TCT_\Delta} \approx S_{\Delta T_0CT_{0\Delta}}$ получаем $(1 - \varepsilon \cos \varphi(t)) \varphi'(t) = (1 - \varepsilon) \varphi'(0)$ (6) (напомним, что $\varepsilon = c/a$).

Но из равенства правых частей формул (1) и (3) при $\varphi(0) = 0$ получаем

$$\left((-am)(\varphi'(0))^2; (bm)\varphi''(0) \right) = \left(-\frac{kmM}{(a-c)^2}; 0 \right)$$

откуда

$$\varphi''(0) = 0; (\varphi'(0))^2 = \frac{kM}{a(a-c)^2} = \frac{kM}{a^3(1-\varepsilon)^2}$$

Следовательно,

$$\varphi'(0) = \frac{\sqrt{kM}}{(1-\varepsilon)a^{\frac{3}{2}}}. \quad (7)$$

По (6) и (7)

$$(1 - \varepsilon \cos \varphi(t)) \varphi'(t) = \frac{\sqrt{kM}}{a^{\frac{3}{2}}}. \quad (8)$$

Левая часть (8) есть производная от функции

$$\varphi(t) - \varepsilon \sin \varphi(t)$$

Следовательно,

$$\varphi(t) - \varepsilon \sin \varphi(t) = \frac{\sqrt{kM}}{a^{\frac{3}{2}}} t + C$$

Но так как $\varphi(0) = 0$, то $C = 0$ и окончательно

$$\varphi(t) - \varepsilon \sin \varphi(t) = \frac{\sqrt{kM}}{a^{\frac{3}{2}}} t \quad (9)$$

Это и определяет закон движения Земли по орбите. Уравнение (9) просто решать графически (рис. 3) (τ – период обращения по орбите).

Очевидно по (9), что

$$2\pi = \varphi(\tau) = \frac{\sqrt{kM}}{a^{\frac{3}{2}}} \tau \Leftrightarrow \tau = \frac{2\pi}{\sqrt{kM}} a^{\frac{3}{2}}. \quad (10)$$

Отсюда

$$\tau^2/a^3 = 4\pi^2/kM. \quad (11)$$

Правая часть (11) постоянная – одна для любой планеты, обращающейся вокруг Солнца, и мы получаем третий закон И. Кеплера: «Квадраты периодов обращения планет вокруг Солнца пропорциональны кубам больших полуосей орбит-эллипсов».

Кеплер получил свои законы, обработав громадный материал наблюдений Тихо Браге (1546–1600).

Покажем, как из третьего закона Кеплера и второго закона Ньютона в предположении равномерного кругового движения планеты вокруг Солнца получить закон Всемирного тяготения.

$$\vec{OT} = \left(R \cos \frac{2\pi}{\tau} t; R \sin \frac{2\pi}{\tau} t \right)$$

$$\vec{v}(t) = \frac{d\vec{OT}}{dt} = \frac{2\pi}{r} R \left(-\sin \frac{2\pi}{\tau} t; \cos \frac{2\pi}{\tau} t \right). \quad (12)$$

По второму закону Ньютона

$$\vec{F} = (m\vec{v}(t))' = \frac{4\pi^2}{r^2} mR \left(-\cos \frac{2\pi}{\tau} t; \sin \frac{2\pi}{\tau} t \right). \quad (13)$$

Но по третьему закону Кеплера $\tau^2 = \lambda R^3$ и

$$\begin{aligned} \vec{F} &= \frac{4\pi^2}{\lambda R^3} mR \left(-\cos \frac{2\pi}{\tau} t; -\sin \frac{2\pi}{\tau} t \right) = \\ &= \vartheta m \frac{\left(-\cos \frac{2\pi}{\tau} t; -\sin \frac{2\pi}{\tau} t \right)}{R^2}. \end{aligned}$$

Очевидно, чем больше масса притягивающего тела (Солнце-звезда), тем больше должна быть сила \vec{F} , то есть логично считать, что $\vartheta = kM$. Следовательно

$$\vec{F} = k \frac{mM}{R^2} \left(-\cos \frac{2\pi}{\tau} t; -\sin \frac{2\pi}{\tau} t \right). \quad (14)$$

Но

$$\left(-\cos \frac{2\pi}{\tau} t; -\sin \frac{2\pi}{\tau} t \right)$$

– вектор единичной длины, направленный от Земли (планеты) к Солнцу (звезде). Это в точности закон Всемирного тяготения.

(По третьему закону Ньютона с такой же силой Земля «притягивает» Солнце).

Аналогичные формулы получаются при рассмотрении движения искусственного спутника Земли. Надо заменить массу Земли на массу спутника, а массу Солнца – на массу Земли.

По (12, 13) легко получить «школьную» формулу

$$|\vec{F}| = F = \frac{m_c v^2}{R_3 + H} = \frac{m_c |\vec{v}|^2}{R_3 + H}$$

(R – радиус Земли, H – высота орбиты спутника над Землей).

Имеем

$$\frac{m_c v^2}{R_3 + H} = k \frac{m_c M_3}{(R_3 + H)^2},$$

$$\text{откуда } v = \sqrt{k \frac{M_3}{R_3 + H}} \approx \sqrt{k \frac{M_3}{R_3}}.$$

Подстановка численных значений массы и радиуса Земли и постоянной всемирного

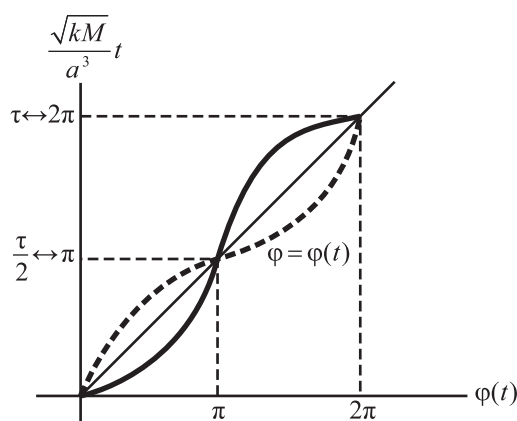


Рис. 3. График функции $\varphi(t)$
Fig. 3. The graph of $\varphi(t)$

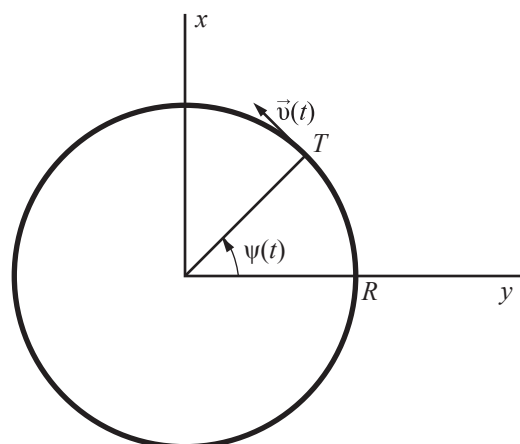


Рис. 4. К выводу Закона Всемирного тяготения
Fig. 4. Derivation of the law of gravity

тяготения дает значение $v = v_1 \approx 7,8$ км/сек – первой космической скорости.

Так как поле тяготения является потенциальным, то величина работы не зависит от пути. Энергия потенциальной силы при удалении спутника от поверхности Земли «на бесконечность» равна

$$\int_{R_3}^{\infty} k \frac{m_c M_3}{h^2} dh = -k \frac{m_c M_3}{R_3}$$

Но изменение кинетической энергии есть $m_c V_{omp}^2/2$ (V_{omp} – скорость «отрыва», вторая космическая скорость). Закон сохранения энергии дает

$$\frac{km_c M_3}{R_3} = \frac{m_c V_{omp}^2}{2}$$

откуда $V_{omp} = \sqrt{2} \sqrt{\frac{kM_3}{R_3}} = v_1 \sqrt{2}$

(v_1 – первая космическая скорость).

Так что

$$V_{omp} \approx 11 \text{ км/сек.}$$

Легко видеть, что использовались сведения, сообщаемые студентам на первом кур-

се (кроме, быть может, потенциальности поля тяготения).

Библиографический список

1. Дубошин, Г.Н. Небесная механика / Г.Н. Дубошин. – М., Наука, 1964.
2. Neugebauer O. A history of ancient mathematical astronomy, Berlin, Springer, 1975/
3. Voigt H.H. Abris der Astronomie, Mannheim, 1975.
4. Pedersen O. Survey of Almagest, Odense Univ. Press, 1974.
5. Парс, Л. Аналитическая динамика / Л.М. Парс. – М.: Наука, 1971.
6. Arnold V.I. Perturbation theory planetary systems, Inter. Congress Math. Stockholm, 1962, 3.3.
7. Арнольд, В.И. Малые знаменатели и проблема устойчивости в классической и небесной механике / В.И. Арнольд // УМН, 18:6 (1963). – С. 91–192.
8. Арнольд, В.И. Малые знаменатели и проблема устойчивости в классической и небесной механике / В.И. Арнольд // Труды 4-го Всесоюзного матем. съезда, 2 (1964). – С. 403–409.
9. Алексеев, В.М. Об одной теореме в теории возмущенного движения / В.М. Алексеев // Астрономический журнал, № 38 (2), (1961). – С. 325–335.
10. Рубинштейн, А.И. О законах Кеплера и Ньютона / А.И. Рубинштейн // Математическое образование, 1 (57), 2011. – С. 40–44.

WHAT POINT OF ORBIT IS THE EARTH AT TODAY?

Rubinshtein A.I., Prof. MSFU, Dr. Sci. (Physics and Mathematics)

rubinshtein_aleksandr@mail.ru, caf-math@mgul.ac.ru

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischy, Moscow reg., Russia
National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute)
115409, Kashirskoe highway, 31, Moscow, Russia

An initiate method to solve the problem of what point of orbit a planet is at today has been investigated. The solution of this problem using the law of gravitation is difficult, as it demands solving a certain system of nonlinear differential equations. Using not only the law of gravitation but the Second Newton's law and the Third Kepler's law allows to solve the problem with a simple first order differential equation. It is possible to find the speed-vector of planet. There is also a possibility of the configuration of planet system. An elementary conclusion of the law of gravitation, the Second Newton's law and of the Third Kepler's law is presented.

Keywords: orbit, Newton's laws, Kepler's laws

References

1. Duboshin G.N. *Nebesnaya mekhanika* [The sky mechanics], Moscow, Nauka, 1964.
2. Neugebauer O. [A history of ancient mathematical astronomy], Berlin, Springer, 1975.
3. Voigt H.H. [Abris der Astronomie], Mannheim, 1975.
4. Pedersen O. [Survey of Almagest], Odense Univ. Press, 1974.
5. Pars L. *Analiticheskaya dinamika* [Analytical dynamics], Moscow, Nauka, 1971.
6. Arnold V.I. [Perturbation theory planetary systems], Inter. Congress Math. Stockholm, 1962, 3.3.
7. Arnold V.I. *Malye znamenateli i problema ustoychivosti v klassicheskoy i nebesnoy mekhanike* [The small denominators and the problem of the stability in the classical mechanics], UMN, no. 18:6 (1963), pp. 91-192.
8. Arnold V.I. *Malye znamenateli i problema ustoychivosti v klassicheskoy i nebesnoy mekhanike* [The small denominators and the problem of the stability in the classical mechanics], Proc. 4 Math. Congr. USSR, no. 2 (1964), pp. 403-409
9. Alekseev V.M. *Ob odnoy teoreme v teorii vozmushchennogo dvizheniya* [About one theorem of the movement theory], J. Astronom., no. 38 (2), (1961), pp. 325-335.
10. Rubinshtein A.I. *O zakonakh Keplera i N'yutona* [About the Kepler's and Newton's laws], Mathematical education, no. 1 (57), 2011, pp. 40-44.

МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕЩЕНИЯ АЭРОСТАТНЫХ РЕТРАНСЛЯТОРОВ В ЗАДАЧЕ ПОСТРОЕНИЯ СЕТИ БЕСПРОВОДНОЙ РАДИОСВЯЗИ

А.Н. ДМИТРИЕВ, доц. каф. систем автоматического управления САУ МГУЛ, канд. техн. наук,
Ю.И. ЛИТВЯК, асп. каф. систем автоматического управления САУ МГУЛ

alexmitriev007@yandex.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

При выборе технических средств для построения беспроводных сетей связи на относительно больших неподготовленных территориях представляют интерес аэростатные ретрансляторы связи. Аэростатные ретрансляторы позволяют организовать радиосвязь между абонентами, для которых не выполняется условие прямой видимости. В целях повышения экономической эффективности построения сети необходимо решить задачу минимизации требуемого количества аэростатов, что является частным случаем задачи о минимальном покрытии. В статье представлен метод последовательной оптимизации размещения аэростатных ретрансляторов связи на местности с целью организации сети из множества несвязанных абонентов. Входными данными разработанного алгоритма является множество абонентов с заданными двумерными координатами. Алгоритм позволяет получить количественный состав и координаты размещения аэростатных ретрансляторов на основе последовательного связывания исходного множества абонентов в единый граф с учетом сохранения условия полной связности. Метод основан на определении ближайших компонент связности исходного графа, которые можно связать размещением ретранслятора в геометрическом центре ближайшей пары узлов из этих компонент. В случае, если расстояние между узлами велико и возможностей одного ретранслятора недостаточно, алгоритм предлагает размещение нескольких ретрансляторов на прямой, соединяющей ближайшие узлы из этих компонент. Процесс продолжается циклически до полного связывания исходного графа. При поиске ближайшей компоненты связности учитывается возможность смещения аэростатных ретрансляторов, входящих в текущую компоненту связности. Таким образом, с использованием методов линейного целочисленного программирования и метода последовательного поиска достигается решение задачи об оптимальном покрытии. Практическим результатом является возможность оптимального размещения минимального состава аэростатных ретрансляторов с целью обеспечения множества абонентов на местности устойчивой связью.

Ключевые слова: беспроводная сеть связи, аэростат, беспилотный летательный аппарат, организация связи.

Современные телекоммуникационные системы и сети в качестве среды распространения электромагнитных волн используют различные линии связи: проводные, кабельные, волноводные, оптико-волоконные, радиосвязи. Значительное место среди них занимают линии радиосвязи, использующие способность распространения волн в свободном пространстве. Однако линии радиосвязи диапазона частот свыше 30 МГц по дальности связи ограничены пределами прямой видимости. В этих условиях широкое распространение получили ретрансляторы связи (РТС связи) наземного, воздушного и космического базирования. Применение тех или иных видов ретранслятора связи в создаваемой телекоммуникационной сети в общем случае может определяться с использованием такого показателя эффективности, как отношение площади зоны покрытия связью абонентов-пользователей к стоимости суммарных затрат на создание и эксплуатацию ретрансляторов связи.

В случае выбора для рассматриваемой задачи предпочтения в пользу применения аэростатных ретрансляторов связи возникает задача их оптимального размещения в пространстве и минимизации состава РТС связи с целью обеспечения необходимой связности абонентов-пользователей с учетом координат и рельефа местности.

На рис. 1 представлен вариант размещения абонентов-пользователей на местности с учетом их потребной связности. В рассматриваемом варианте часть абонентов сети (вершин графа) имеют необходимую связность по условию обеспечения прямой видимости (сплошные линии). С использованием РТС связи возможно обеспечение недостающих связностей, что относится к задаче об оптимальном покрытии.

В задаче о минимальном покрытии требуется при заданном графе G найти минимальное количество ребер таких, что любая вершина графа инцидентна (принадлежит) ребру, входящему в покрытие.

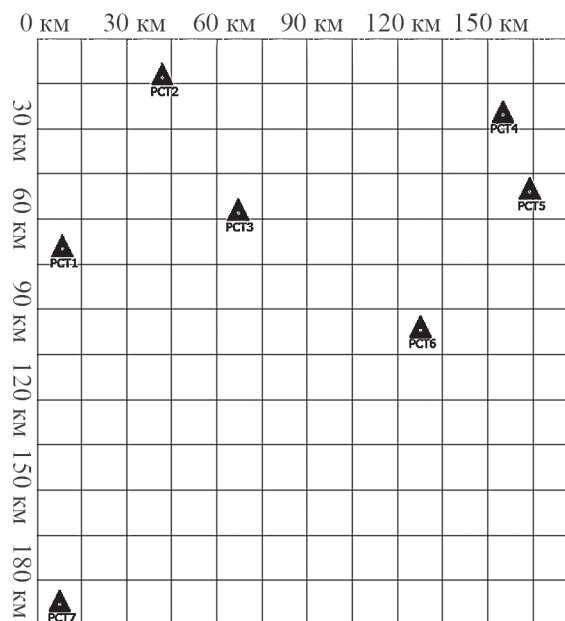


Рис. 1. Исходное размещение абонентских пунктов
Fig. 1. Original location of subscriber stations

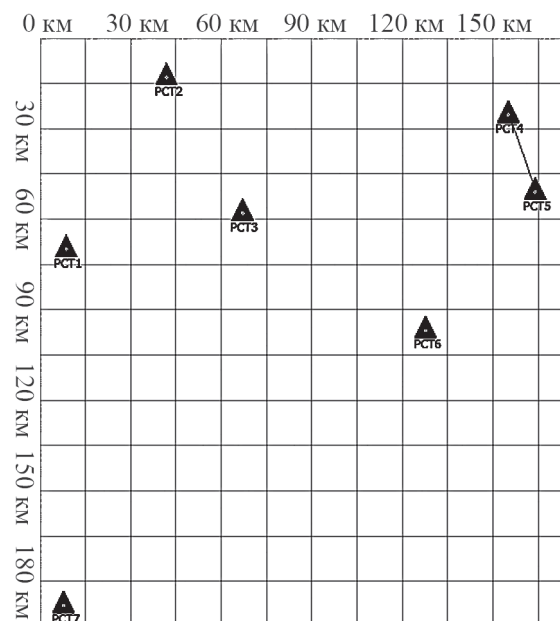


Рис. 2. Компоненты связности
Fig. 2. The connection components

Обозначим вершины графа через i ($i = 1, 2, \dots, m$), а ребра через j ($j = 1, 2, \dots, n$) и введем матрицу инцидентности $A = [a_{ij}]$ такую, что

$$a_{i,j} = \begin{cases} 1 - \text{если вершина } i \text{ инцидентна ребру } j, \\ 0 - \text{в противном случае} \end{cases}$$

Вводя булевы переменные x_j , ($j = 1, 2, \dots, n$) такие, что

$$x_j = \begin{cases} 1 - \text{если ребро } j \text{ войдет в покрытие,} \\ 0 - \text{в противном случае,} \end{cases} \quad (1)$$

получаем, что задача о минимальном покрытии сводится к линейной задаче целочисленного программирования вида

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^n x_j = \min; \\ \sum_{j=1}^n a_{ij} x_j \geq 1; \\ i = 1, 2, \dots, m; \\ j = 1, 2, \dots, n. \end{cases} \quad (2)$$

x_j – булевы переменные.

Второе условие (2) означает, что каждая вершина инцидентна хотя бы одному ребру. Решение такой задачи достигается программной реализацией алгоритма последовательного поиска необходимого минимального количества и координат РТР связи, обеспечивающих связность каждого абонента хотя бы с одним из ближайших абонентов сети. Следует отме-

тить, что условие 2 выполнится только в том случае, если граф является связным, то есть имеет только одну компоненту связности.

Представим множество абонентских пунктов, расположенных на местности, в виде графа, узлы которого соответствуют абонентским пунктам, а ребра – существующим радиолиниям. В целях удобства дальнейшего описания отнесем ретрансляторы связи и абонентские пункты к общему классу коммуникационных устройств (КУ). При этом ретранслятор связи обозначим аббревиатурой КУ-РТР, а абонентский пункт – КУ-РСТ. На рис. 1 представлен исходный граф, отражающий размещение абонентских пунктов на местности.

Используя выражение для расчета дальности прямой радиовидимости $L = 3,57(\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2})$, где h_1, h_2 – высоты антенн радиостанций, определим узлы, между которыми существует радиовидимость. В данном случае это узлы PCT_4 и PCT_5 .

Определим компоненты связности исходного графа. Для графа на рис. 2 получаем 6 компонент связности (КС), это $PCT_1, PCT_2, PCT_3, PCT_6, PCT_7$ и (PCT_4, PCT_5) . Среди множества компонент находим две ближайшие: PCT_6 и (PCT_4, PCT_5) . Ближайшими КУ из этих КС являются PCT_5 и PCT_6 , поместим их в множество связывания $W = \{PCT_5, PCT_6\}$.

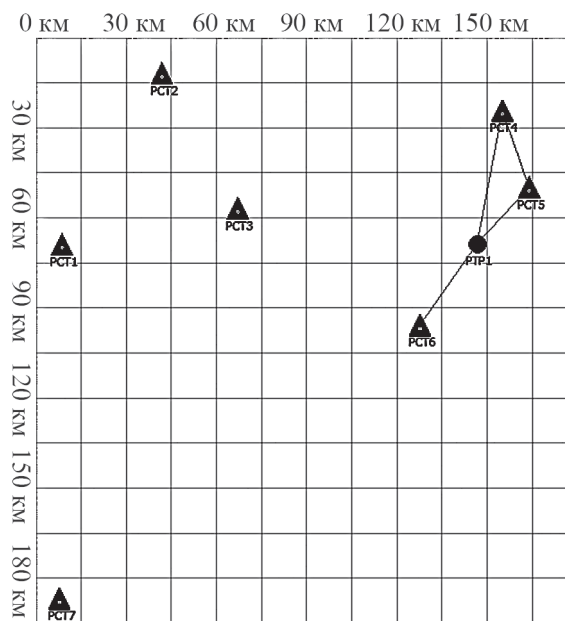


Рис. 3. Исходный граф с РТР в ГЦ PCT_5 и PCT_6 и матрица связности

Fig. 3. The original graph with RTR in GTS PCT_5 and PCT_6 and connection matrix

Рассчитаем координаты общего геометрического центра W по формулам

$$x_{ци} = (\sum_{i=1,N} x_i) / N; y_{ци} = (\sum_{i=1,N} y_i) / N,$$

где N – размер множества W , размещаем КУ-РТР в этих координатах.

Полученный граф изображен на рис. 3.

Определим следующую компоненту связности, ни одно КУ из которой не входит в W . Очевидно, что это PCT_3 . Добавляем PCT_3 в W , рассчитываем ГЦ множества W и перемещаем PTP_1 в ГЦ. Проверяем связность множества W , и если оно связно, продолжаем поиск и добавление PTP_i в W . Если после добавления очередного узла и перемещения РТР в ГЦ множество связать не удалось, удаляем из множества последний добавленный узел, вновь вычисляем ГЦ, перемещаем РТР в ГЦ и переходим к следующей паре КС. Повторяем процесс циклически до тех пор, пока существует хотя бы пара КС, которые можно связать одним РТР. Получаем граф, изображенный на рис. 4.

Снова определяем компоненты связности. Имеем $КС_1 = \{PCT_7\}$; $КС_2 = \{PCT_1, PCT_2, PCT_3, PCT_4, PCT_5, PCT_6, PTP_1, PTP_2\}$; $W = \{PCT_1, PCT_7\}$. Размещение РТР в ГЦ W не позволит связать множество, следовательно,

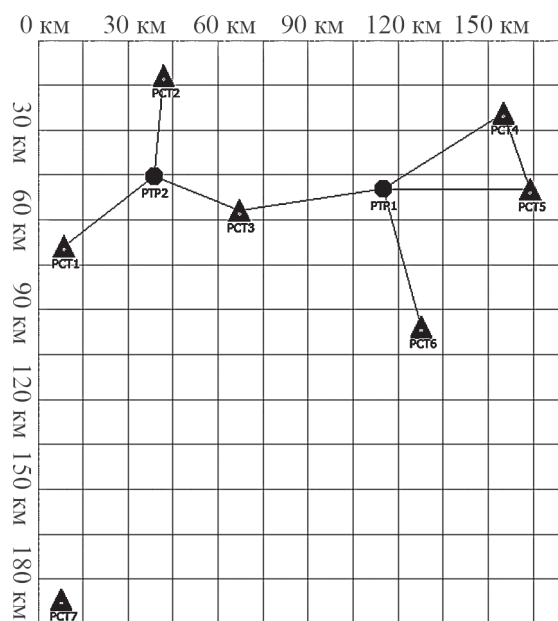


Рис. 4. Результат связывания КС PTP_1 и PTP_2 и матрица связности

Fig. 4. The result of the binding of the KC RTR_1 and RTR_2 and connection matrix

но, необходимо соединить узлы, входящие в W несколькими РТР по кратчайшему пути. Итоговый граф (рис. 5) состоит из одной компоненты связности, таким образом условие (2) выполнено и задача решена.

Общий алгоритм решения задачи представлен на рис. 6.

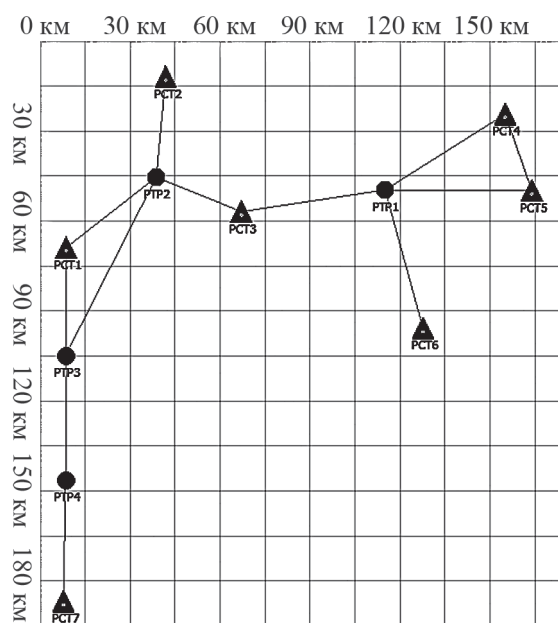


Рис 5. Итоговый граф

Fig. 5. Total Count

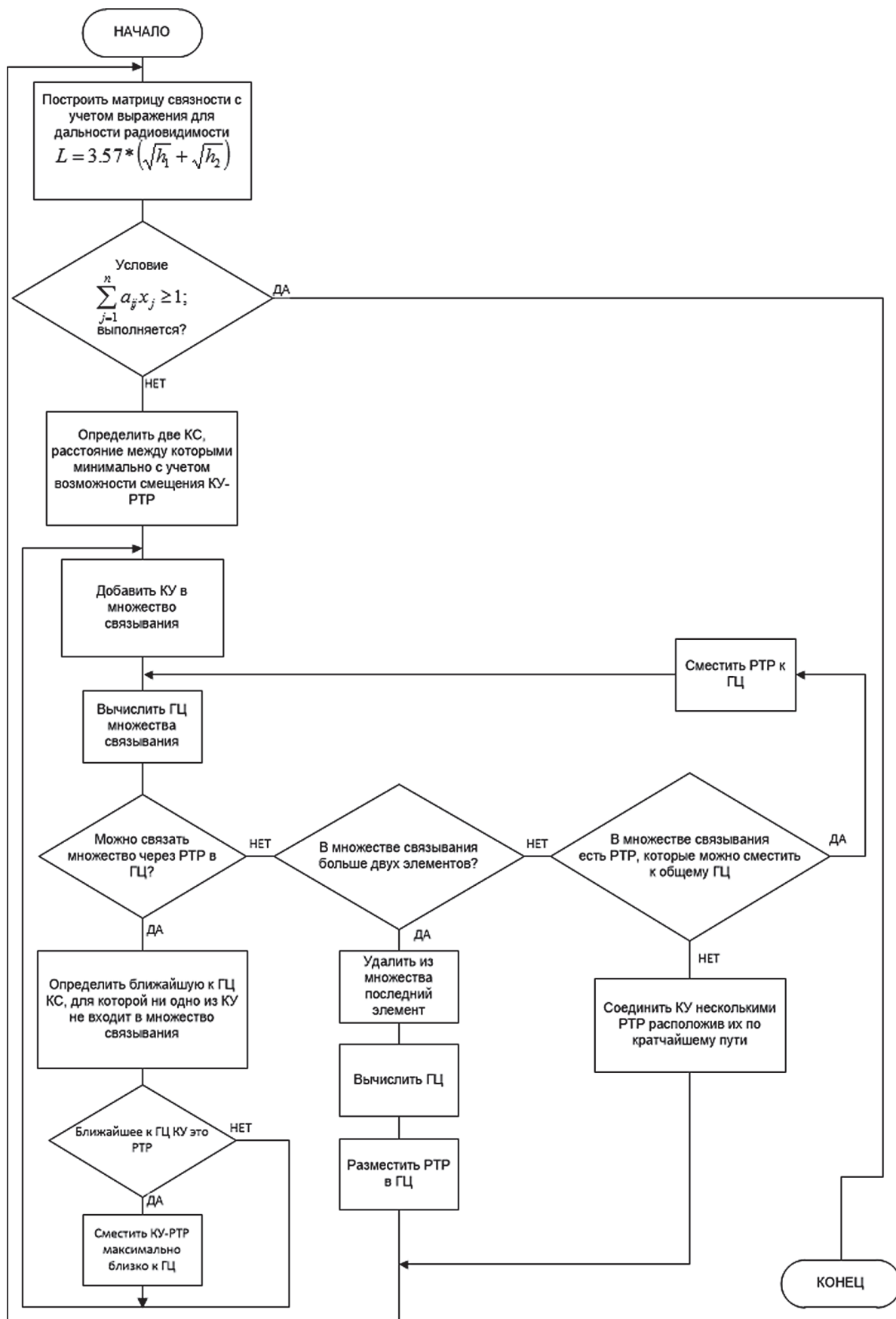


Рис. 6. Алгоритм поиска оптимального состава и размещения *РТР* связи
 Fig. 6. The algorithm for finding the optimal composition and deployment of *UAV* connection

Таким образом, с использованием методов линейного целочисленного программирования и метода последовательного поиска решена задача об оптимальном покрытии. Практическим результатом решения задачи является возможность оптимального размещения на местности минимального состава аэростатных ретрансляторов связи в интересах обеспечения абонентов-пользователей некоторой территории устойчивой связью.

Библиографический список

1. Уоэлренд, Дж. Телекоммуникационные и компьютерные сети. Вводный курс / Дж. Уоэлренд. – М.: Постмаркет, 2001. – 476 с.
2. Финаев, В.И. Информационные обмены в сложных системах. Учебное пособие/ В.И. Финаев. – Таганрог: ТРТУ, 2001. – 102 с.

3. Олифер, В.Г. Компьютерные сети: принципы, технологии, протоколы / В.Г. Олифер, Н.А. Олифер. – СПб.: Питер, 2001. – 672 с.
4. Палмер, М. Проектирование и внедрение компьютерных сетей. Учебный курс / М. Палмер, Р.Б. Синклер. – СПб.: БХВ – Петербург, 2004. – 752 с.
5. Крылов, В.В. Теория телетрафика и ее применения / В.В. Крылов, С.С. Самохвалова. – СПб.: БХВ – Петербург, 2005. – 288 с.
6. Гук, М. Аппаратные средства локальных сетей. Энциклопедия / М. Гук. – СПб.: Питер, 2000. – 576 с.
7. Кузин, Л.Т. Основы кибернетики. Т. 1. Математические основы кибернетики / Л.Т. Кузин. – М.: Энергия, 1973. – 503 с.
8. Сачков, В.Н., Введение в комбинаторные методы дискретной математики / В.Н. Сачков. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. – 384 с.
9. Мину, М. Математическое программирование. Теория и алгоритмы / М. Мину. – М.: Наука, 1990. – 483 с.
10. Галеев, Э.М. Оптимизация. Теория, примеры, задачи / Э.М. Галеев. – М.: Ком Книга, 2006. – 336 с.

METHOD FOR OPTIMIZING THE PLACEMENT OF BALLOON RETRANSLATORS IN WIRELESS COMMUNICATION NETWORK

Dmitriev A.N., Assoc. MSFU, Ph.D (Tech.); Litvyak Y.I., gr. MSFU

alexndmitriev007@yandex.ru

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia

When selecting hardware for wireless networks based on the relatively large unprepared areas UAV are of great interest. UAV's allow to organize radio communications between subscribers which have no line-of-sight propagation paths. In order to improve the economic efficiency of the network construction it is necessary to solve the problem of minimization of the required balloons quantity which is a special case of the minimal covering task. The method of consecutive optimization of UAV placement for the purpose of creating a network with a great number of unrelated subscribers organization is presented in this article. The input data of the algorithm is a set of users with specified coordinates. The algorithm allows to receive quantitative structure and coordinates of UAV placement based on sequential binding of the initial set of subscribers in a single graph with regard to the conservation conditions of a complete connection. The method is based on identifying the nearest connected components of the original graph, which can be related to the UAV placement in the geometric center of the nearest pair of nodes of these components. If the distance between the nodes is large and UAV's power is not enough, the algorithm offers to place several retranslators on the line connecting the nearest nodes of these components. The process continues cyclically until the complete binding of the original graph. When looking for the nearest connected component the possibility of UAV which is in the current connected component displacement is considered. Thus, using the methods of linear and integer programming and the method of consecutive search the problem of the optimal covering can be solved. The practical result is the possibility of the optimal placement of a minimal quantity of the UAV for the purpose of providing stable connection for users on the ground.

Keywords: wireless network connection, airships, unmanned aerial vehicle, the organization of communication.

References

1. Walrand J. *Telekommunikatsionnye i komp'yuternye seti. Vvodnyy kurs* [Telecommunications and computer networks. Introductory course]. Moscow, Postmarket, 2001. 476 p.
2. Finaev V.I. *Informatsionnye obmeny v slozhnykh sistemakh. Uchebnoe posobie* [Exchanges of information in complex systems. Tutorial] Taganrog, TRTU, 2001. 102 p.
3. Olifer V.G., Olifer N.A. *Komp'yuternye seti: printsipy, tekhnologii, protokoly* [Computer Networks: Principles, technologies, protocols] St. Petersburg, Piter, 2001. 672 p.
4. Palmer M., Sinkler R.B. *Proektirovanie i vnedrenie kompyuternykh setey. Uchebnyy kurs* [Design and implementation of computer networks. Training course] St. Petersburg, BKhV – Peterburg, 2004. 752 p.
5. Krylov V.V., Samokhvalova S.S. *Teoriya teletrafika i ee primeneniya* [Teletraffic Theory and Applications] St. Petersburg, BKhV – Peterburg, 2005. 288 p.
6. Guk M. *Apparatnye sredstva lokal'nykh setey. Entsiklopediya* [Hardware of LANs. Encyclopedia.] St. Petersburg, Piter, 2000. 576 p.
7. Kuzin L.T. *Osnovy kibernetiki. Tom I. Matematicheskie osnovy kibernetiki* [Fundamentals of Cybernetics. Volume 1 Mathematical Foundations of Cybernetics.] Moscow, Energiya, 1973. 503 p.
8. Sachkov V.N., *Vvedenie v kombinatornye metody diskretnoy matematiki* [Introduction to Combinatorial Methods of Discrete Mathematics] Moscow, Nauka. Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoy literatury, 1982. 384 p.
9. Minu M. *Matematicheskoe programmirovaniye. Teoriya i algoritmy* [Mathematical Programming. Theory and Algorithms] Moscow, Nauka, 1990. 483p.
10. Galeev E.M. *Optimizatsiya. Teoriya, primery, zadachi* [Optimization. The theory, examples, problems] Moscow, Kom Kniga, 2006. 336 p.

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

В.А. СОЛДАТЕНКОВ, *ген. директор ОАО «НПО Геофизика-НВ», д-р техн. наук,*
Ю.К. ГРУЗЕВИЧ, *зам. ген. директора по науке ОАО «НПО Геофизика-НВ», канд. техн. наук,*
В.М. АЧИЛЬДИЕВ, *гл. конструктор МЭМС ОАО «НПО Геофизика-НВ», канд. техн. наук,*
А.Д. ЛЕВКОВИЧ, *нач. отдела МЭМС ОАО «НПО Геофизика-НВ»,*
И.А. РОДНОВА, *вед. специалист отдела МЭМС ОАО «НПО Геофизика-НВ»,*
Ю.Н. ЕВСЕЕВА, *инж. отдела МЭМС ОАО «НПО Геофизика-НВ»*

geomnems@gmail.com, levzver@gmail.com, rodnovairina@mail.ru, sun51188@gmail.com
ОАО «Научно-производственное объединение Геофизика-НВ»
107076, Москва, улица Матросская Тишина, 23, стр. 2

Рассматриваются различные приборы, построенные на основе микромеханических гироскопов и акселерометров, а именно: наклонометры для различных областей применения, система весоизмерения для грузового транспорта, а также бортовая измерительная система контроля параметров движения транспортного средства. Приводятся блок-схемы описанных приборов, а также их внешний вид и математические модели, лежащие в их основе. Приводятся формулы для расчета углов наклона исходя из измеренных акселерометрами значений проекций вектора ускорения свободного падения на их оси чувствительности, а также технические характеристики разработанных наклонометров. Система измерения веса в кузове транспортного средства состоит из трех наклонометров – наклонометра периферийного переднего, наклонометра периферийного заднего и наклонометра базового, блока сопряжения и бортового блока вычислительного терминала системы. Наклонометры по информационной шине сети CAN через блок сопряжения соединены с бортовым блоком. Наклономер периферийный передний установлен на раме транспортного средства в точке переднего максимального прогиба рамы, а наклономер периферийный задний – в точке заднего максимального прогиба рамы. Наклономер базовый устанавливается в точке минимального прогиба рамы. Бортовая измерительная система контроля параметров движения транспортного средства предназначена для измерения параметров движущегося транспортного средства: линейных ускорений, угловых скоростей, скорости движения, координат, циклического накопления измеренных параметров и передачи на удаленный централизованный пульт контроля или внешний накопитель, для последующей обработки. Измеренные значения предназначены для восстановления пространственной траектории по зафиксированным данным для анализа причин автодорожного происшествия, определения текущего местоположения транспортного средства на маршруте движения или в случае угона ТС. Кроме этого, БИС позволяет по измеренным значениям проекций линейных ускорений и угловых скоростей определить геометрические параметры дороги (уклоны, радиусы кривизны дорожного полотна) и качество дорожного покрытия (ровность, ямы, коэффициент сцепления).

Ключевые слова: микромеханический гироскоп, акселерометр, наклономер

В настоящее время микромеханические датчики линейного ускорения и угловой скорости нашли широкое применение в различных областях техники, промышленности и товаров народного потребления [1, 8–10]. Появление микромеханических акселерометров (ММА) позволило начать разработки целого ряда устройств и изделий, в том числе различных наклонометров (инклинометров). Основой наклонометра является ММА, выходное напряжение которого пропорционально действующей величине проекции ускорения силы тяжести на его оси чувствительности. Величина этой проекции зависит от положения оси чувствительности ММА относительно горизонта и определяется углом его наклона к плоскости местного горизонта. В состав наклонометра входят последовательно соединенные ММА

и электронная схема преобразования сигнала, включающая операционные усилители и микроконтроллер [2]. При определенных допущениях, вне зависимости от схемы построения ММА и наклонометра, углы крена и тангажа для двухосного акселерометра определяются выражениями

$$\nu = \arcsin \frac{U_x}{K_x g}; \quad \gamma = \arcsin \frac{U_y}{K_y g \cos(\nu)};$$

$$U_x = K_x g \sin(\nu); \quad U_y = K_y g \sin(\gamma) \cos(\nu)$$

где U_x, U_y – напряжения на выходе акселерометров по продольной и поперечной осям;

K_x, K_y – коэффициенты преобразования по осям X и Y ;

ν, γ – углы тангажа и крена соответственно;

g – ускорение свободного падения.

Наклономеры для информационно-измерительных систем
Inclinometers for information and measuring systems

Наименование	Датчик критических углов с индикатором	Наклономер для медицинских кроватей, и хирургических столов	Наклономер для робототехнических комплексов	Квадрант электронный для монтажа стапельной оснастки	Наклономер для системы измерения веса
Фото					
Диапазоны измерения углов по осям X и Y, °	90	70	90	30	30
Погрешность измерения углов, °	0,5	0,3	0,02	0,01	0,01
Цена младшего разряда, "	7,7	7,7	7,7	3,8	3,8
Габариты, мм	Ø 32×25	Ø 49×25	Ø 32×25	140×140×25	48×14
Напряжения питания, В	7–15	7–15	7–15	5±0,3	7–15
Диапазон рабочих температур, °С	–40 + 85	–10 + 50	–40 + 85	0 + 40	–40 + 85
Интерфейс	RS232	RS232	RS232	USB	CAN

В результате работ, проведенных в 2009–2013 гг., были разработаны, изготовлены и проведены предварительные испытания и сертифицированы различные типы наклономеров. Технические характеристики разработанных наклономеров приведены в таблице.

Как видно из таблицы, наклономеры с интерфейсом RS232 предназначены для использования в составе медицинских кроватей и хирургических столов для контроля положения тела больного при лечении и проведения операции, а также для различных робототехнических комплексов специального применения.

На основе этих наклономеров были созданы датчик критических углов с индикатором [3] и устройство для измерения уклонов при монтаже стапельной оснастки [4].

Датчик критических углов с индикатором предназначен для измерения и индикации информации об углах наклона изделия, в том числе критических, относительно плоскости горизонта не менее чем по двум осям. В дат-

чике критических углов используется наклономер на основе ММА, дистанционно соединенный с блоком индикации, выполненным в виде отдельного блока, на лицевой панели которого размещены символьный индикатор, микроконтроллер, преобразователь интерфейса, разъемы для подключения наклономера и питания. На верхней панели корпуса размещены индикатор, светодиоды, звуковой сигнализатор и кнопки управления (элементы включения). При включении устройства на индикаторе отображаются данные об углах наклона рабочей поверхности наклономера в символьном виде.

Устройство для измерения уклонов при монтаже стапельной оснастки [4] содержит сменное основание и наклономер с интерфейсом USB. Наклономер жестко закрепляется на сменном основании, которое может быть выполнено в виде различных конфигураций. Сменное основание устанавливается на стапельную оснастку, при этом его масса достаточна, чтобы нижняя рабочая поверх-

ность сменного основания была прижата к стапельной оснастке. Данные об углах наклона относительно плоскости местного горизонта, формируемые наклономером, передаются по шине USB и отображаются на экране ноутбука. Питание наклономера осуществляется от USB шины компьютера, при этом преобразование интерфейса осуществляется сразу из UART в USB. Такая схема позволяет уменьшить количество соединений и улучшить эксплуатационные характеристики.

На основе наклономера с интерфейсом CAN была разработана система измерения веса (СИБ) в кузове транспортного средства (ТС) [5], имеющая следующие характеристики:

- погрешность измерения веса в кузове ТС – не более 10 %;
- интерфейс передачи данных – CAN;
- частота выдачи информации о весе груза – 6 Гц;
- напряжение питания – (9-36) В;

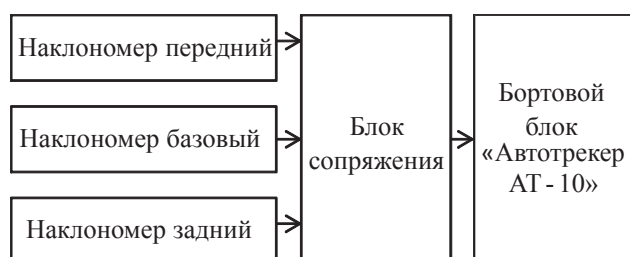


Рис. 1. Блок-схема бортовой системы измерения веса в кузове транспортного средства

Fig. 1. A block diagram of the onboard weight measurement system in the vehicle body

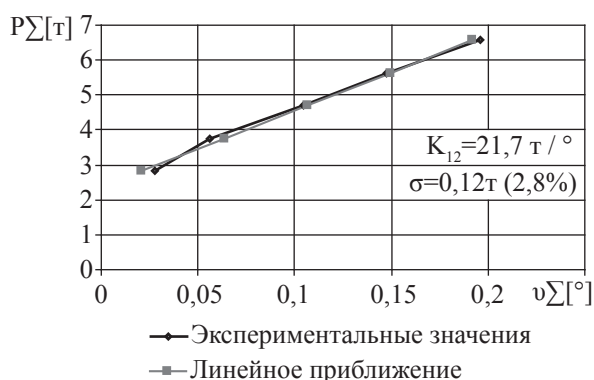


Рис. 2. Результаты измерения веса груза в составе транспортного средства. —◆— — экспериментальные значения, —■— — линейное приближение

Fig. 2. The results of measuring the weight of the cargo as a part of the vehicle. —◆— — the experimental values, —■— — linear approximation

– расположение рамы ТС относительно плоскости горизонта – до 10°.

Блок-схема СИБ в кузове ТС приведена на рис. 1.

Как видно из рисунка, система измерения веса в кузове транспортного средства состоит из трех наклономеров – наклономера периферийного переднего (НПП), наклономера периферийного заднего (НПЗ) и наклономера базового (НБ), блока сопряжения и бортового блока вычислительного терминала системы «Автотрекер»[6]. Наклономеры через информационную шину сети CAN через блок сопряжения соединены с бортовым блоком. Наклономер периферийный передний установлен на раме транспортного средства в точке переднего максимального прогиба рамы, а наклономер периферийный задний – в точке заднего максимального прогиба рамы. Наклономер базовый устанавливается в точке минимального прогиба рамы. Положение рамы относительно полотна дороги определяется передней и задней подвеской автомобиля. Бортовой блок располагается в кабине автомобиля. Там же может располагаться и блок сопряжения. При помещении груза в кузове транспортного средства вес груза распределится между передней и задней опорой кузова. Давление распределенного веса груза приведет к прогибу рамы автомобиля относительно передней и задней подвесок. При этом значения углов, измеряемые относительно плоскости местного горизонта, изменятся и поступят через сеть CAN и блок сопряжения в бортовой блок. Вычисление веса груза в кузове транспортного средства по показаниям наклономеров вычисляется как сумма произведений жесткости рамы на разницу измеренных углов между точками минимального прогиба рамы и точками максимального прогиба рамы согласно выражениям

$$P_{\Sigma} = P_1 + P_2; \quad P_1 = \frac{K_1(\nu_{02} - \nu_{01})}{\cos \nu_{21} \cos \gamma_{11}};$$

$$P_2 = \frac{K_2(\nu_{03} - \nu_{01})}{\cos \nu_{21} \cos \gamma_{11}}; \quad \nu_{01} = \nu_{11} - \nu_{10};$$

$$\nu_{02} = \nu_{21} - \nu_{20}; \quad \nu_{03} = \nu_{31} - \nu_{30};$$

где P_{Σ} – суммарный вес груза в кузове транспортного средства;



Рис. 3. Фотография комплекта системы измерения веса груза в таре для установки на транспортное средство
Fig. 3. A photo of a set of cargo weight measuring in containers to be mounted on a vehicle

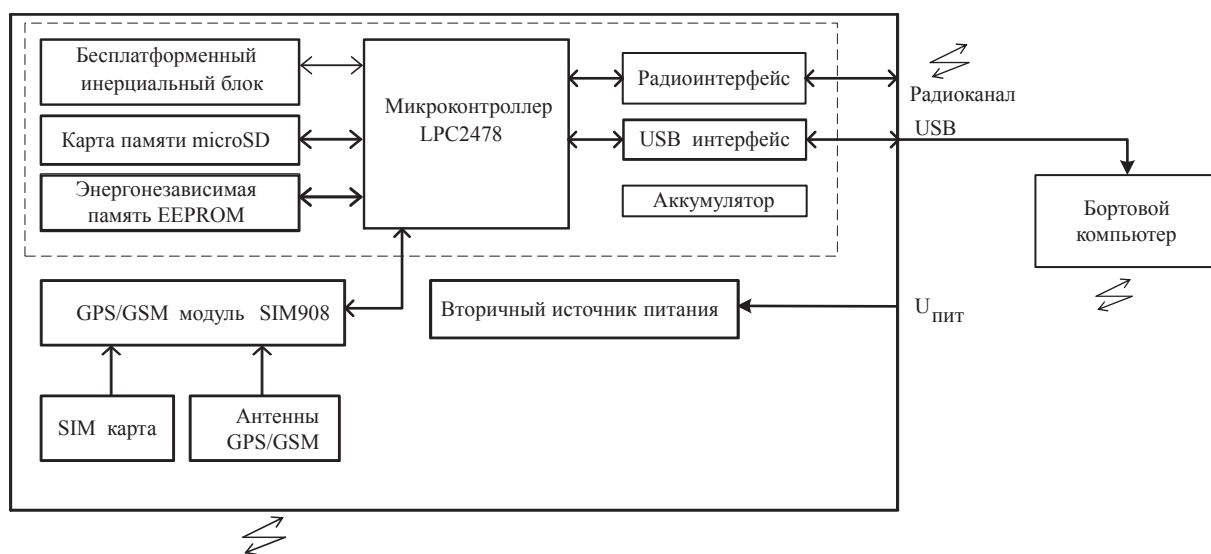


Рис. 4. Блок-схема бортовой измерительной системы контроля параметров движения транспортного средства
Fig. 4. A block diagram of the onboard measuring system of control parameters of the vehicle

P_1, P_2 – вес груза, приходящийся на переднюю и заднюю опоры кузова соответственно;

v_{10}, v_{20}, v_{30} – значение углов тангажа относительно плоскости горизонта, измеренные наклономерами НБ, НПП и НПЗ соответственно;

v_{11}, v_{21}, v_{31} – значение углов тангажа относительно плоскости горизонта, измеренные наклономерами НБ, НПП

и НПЗ после загрузки ТС соответственно;

γ_{11} – значение угла крена, измеренное наклономером НБ после загрузки ТС;

K_1 – коэффициент жесткости рамы вдоль продольной оси между НБ и НПП;

K_2 – коэффициент жесткости рамы вдоль продольной оси между НБ и НПЗ.

Предварительные совместные испытания проводились с ОАО «Русские навига-

ционные технологии» на самосвале КАМАЗ 55111. Во время испытаний в кузове самосвала последовательно размещались блоки массой 0,94 т. На рис. 2 приведена экспериментальная зависимость измеренного веса груза в составе транспортного средства.

Проведенные испытания показали, что при использовании наклономеров с чувствительностью 0,01 град относительная погрешность измерения веса составила 2,8 %.

Система измерения веса поставляется в транспортной таре. На рис. 3 приведена фотография комплекта системы измерения веса груза в транспортировочной таре для установки на транспортное средство.

На ТС наклонометры крепятся на внутреннюю поверхность шпангоутов методом холодной сварки с использованием компаунда COLD WELD и соединяются кабелями, проложенными вдоль стрингера рамы с блоком сопряжения и бортовым блоком.

На основе ММА и ММГ была разработана бортовая измерительная система (БИС) контроля параметров движения (КПД) транспортного средства (ТС) в реальном масштабе времени [7]. БИС КПД ТС предназначена для измерения параметров движущегося транспортного средства: линейных ускорений, угловых скоростей, скорости движения, координат, циклического накопления измеренных параметров и передачи на удаленный цент-

рализованый пульт контроля или внешний накопитель, для последующей обработки. Данные измеренные значения предназначены для восстановления пространственной траектории по зафиксированным данным для анализа причин автодорожного происшествия, определения текущего местоположения транспортного средства на маршруте движения или в случае угона ТС. Кроме этого, БИС позволяет по измеренным значениям проекций линейных ускорений и угловых скоростей определить геометрические параметры дороги (уклоны, радиусы кривизны дорожного полотна) и качество дорожного покрытия (ровность, ямы, коэффициент сцепления). Математическое описание определения этих параметров изложено в работе [1]. Кроме этого, по результатам измеренных параметров определяются направление и сила удара в момент столкновения и вычисляется траектория движения ТС от момента начала происшествия до полной остановки. На рис. 4 представлена блок-схема бортовой измерительной системы контроля параметров движения транспортного средства.

В состав БИС КПД ТС входят бесплатформенный инерциальный блок на основе трех ММА и трех ММГ, с измерительными осями, направленными параллельно строительным осям ТС, обеспечивающие измерение проекций линейных ускорений и угловых скоростей в связанной системе координат, GPS/GSM-модуль с антеннами, карта памяти, SIM карта, микроконтроллер, вторичный источник питания, резервный аккумулятор со стабилизатором напряжения и USB интерфейс. На рис. 4 пунктиром выделена структура упрощенного варианта БИС типа «черный ящик». На рис. 5 приведена фотография бортовой измерительной системы контроля параметров движения транспортного средства.

Отработка программного математического обеспечения работы БИС КПД ТС проводилась на радиоуправляемой модели автомобиля и легковом автомобиле в процессе движения по улицам г. Москвы. На рис. 6 приведен пример кадра измеренных проекций линейных ускорений на оси ТС при наезде модели на препятствие типа «лежачий



Рис. 5. Фотография бортовой измерительной системы контроля параметров движения транспортного средства

Fig. 5. A photo on an onboard measuring system for controlling the parameters of the vehicle movements

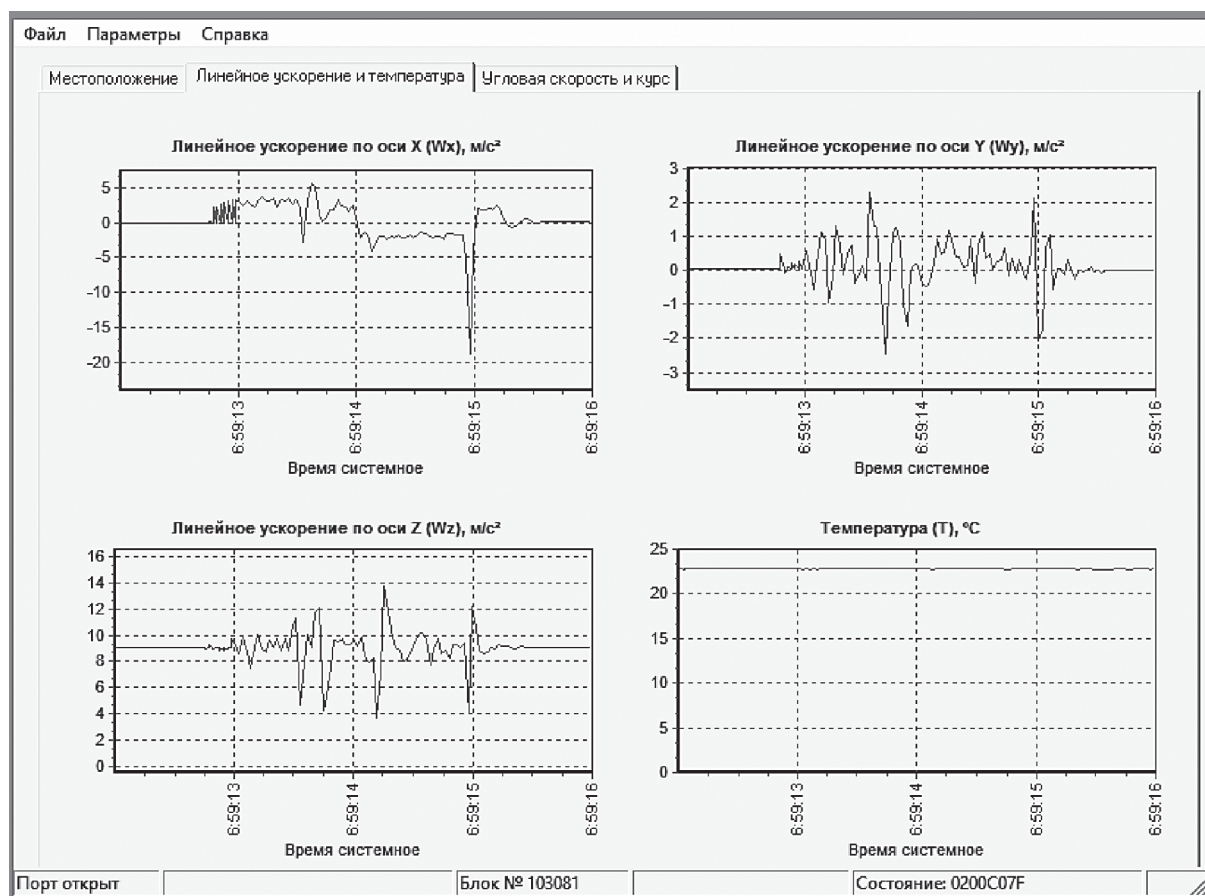


Рис. 6. Пример кадра измеренных линейных ускорений в процессе движения ТС
 Fig. 6. An example of the measured frame linear accelerations while driving the vehicle

полицейский» и удар в стенку. Обработка результатов измерения показала, что удар произошел в 6 час 59 мин 59 с и сила удара составила примерно 2,5 g, направление действия удара составило 57° к продольной оси модели. Проведенные отработочные испытания подтвердили правильность заложенных схемно-конструктивных решений и алгоритмов работы БИС КПД ТС.

Библиографический список

1. Ачильдиев, В.М. Бесплатформенные инерциальные блоки на основе микромеханических датчиков угловой скорости и линейного ускорения / В.М. Ачильдиев / – М.: МГУЛ, 2007, С. 162–175.
2. Патент РФ № 2382986 Способ и система измерения уклонов для позиционирования объектов / В.А. Солдатенков, Ю.К. Грузевич, В.М. Ачильдиев, В.Н. Беликова, М.А. Лисов, С.С. Рязанов – опубл. 27.02.2010, Б.И. № 6.
3. Патент РФ на полезную модель № 130691 Датчик критических углов с индикатором / В.А. Солдатенков, Ю.К. Грузевич, В.М. Ачильдиев, А.Д. Левкович, А.А. Недодаев, В.С. Трифионов, С.А. Никитина. – опубл. 27.07.2013, Б.И. № 21.
4. Патент РФ на полезную модель № 130692 Устройство для измерения уклонов при монтаже ступенчатой оснастки. / В.А. Солдатенков, Ю.К. Грузевич, В.М. Ачильдиев, А.Д. Левкович, А.А. Недодаев, В.С. Трифионов, С.А. Никитина – опубл. 27.07.2013, Б.И. № 21.
5. Патент РФ № 2445586 Способ измерения веса груза и загрузки транспортного средства и бортовая измерительная система для его осуществления. / В.А. Солдатенков, Ю.К. Грузевич, В.М. Ачильдиев. – опубл. 23.03.2012, Б.И. № 8.
6. Патент РФ № 2480834 Бортовое устройство и способ контроля параметров движения транспортного средства при дорожном транспортном происшествии. / В.А. Солдатенков, Ю.К. Грузевич, В.М. Ачильдиев, И.А. Роднова, Л.В. Грызлова. – опубл. 27.04.2013, Б.И. № 12.
7. ОАО «Русские Навигационные Технологии» Бортовой блок AT10 http://www.autotracker.ru/upload/iblock/658/Technicheskie_charakt_AT-10.pdf.
8. N. Borbour, J. Connely, J. Gilmore, P.Greif, A. Kourpenis, M. Weinberg. Microelectromechanical Instruments And Systems Development At Draper Laboratory. 3-rd Saint-Petersburg International Conference On Integrated Navigation Systems. May 28-29, 1991.
9. Harvey Weinberg, Accelerometers – FANTASY and REALITY, Analog Dialogue, v.33, 1999.
10. Mark Pedley Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer. Application Note: http://www.freescale.com/files/sensors/doc/app_note/AN3461.pdf.

MEASURING INFORMATION SYSTEMS BASED ON MICROMECHANICAL SENSORS

Soldatenkov V.A., SPA Geofizika-NV, Dr. Sci. (Tech.); Gruzevich U.K., SPA Geofizika-NV, Ph.D (Tech.); Achildiev V.M., SPA Geofizika-NV, Ph.D (Tech.); Levkovich A.D., SPA Geofizika-NV; Rodnova I.A., SPA Geofizika-NV; Evseeva U.N. SPA Geofizika-NV

geomnems@gmail.com, levzver@gmail.com, rodnovairina@mail.ru, sun51188@gmail.com
Scientific-Production Association Geofizika-NV 107076, Moscow, Matrosskaya Tishina Street, 23, p. 2

Various MEMS gyroscopes and accelerometer based devices, namely inclinometers for different applications, the system for weighing the load of the trucks and on-board measuring system for controlling the motion parameters of the vehicle have been researched. The flowcharts of the described devices are provided, as well as their appearance and mathematical models. The expressions for calculation of the slope angles while the measured values of the acceleration vector of free fall on sensitivity axis are given, the technical characteristics of the developed inclinometers are provided. The cargo measurement system in the body of the vehicle consists of three inclinometers – a front peripheral inclinometer, a rear peripheral inclinometer and a base inclinometer, the connection unit and an onboard computing unit of the system. The CAN inclinometers are connected to the bus network through the connection unit which is linked to the onboard computing unit. A peripheral inclinometer is installed on the frame of the vehicle at a point forward of the maximum front deflection of the frame, and rear peripheral inclinometer is installed at a point forward of the maximum back deflection of the frame. A base inclinometer is installed at the point of the minimum deflection of the frame. An onboard measuring system for controlling the motion parameters of the vehicle is intended for measuring the parameters of the moving vehicle: linear acceleration, angular velocity, speed, coordinates, cyclic recording of the measured parameters and transmission to the remote control or external drive for subsequent processing. The recorded data is used to recover the spatial trajectory and for the analysis of the causes of road accidents, determining the current vehicle location on the route or in case of theft of the vehicle. In addition, the system allows to determine the geometric parameters of the road (slope, the radii of curvature of the roadway and the pavement quality (evenness, pits, grip) by processing the measured values of the projections of the linear accelerations and angular velocities.

Keywords: micromechanical gyroscope, accelerometer, inclinometer

References

1. Achildiev V.M. *Besplatformennye inertsiyal'nye bloki na osnove mikromekhanicheskikh datchikov uglovoy skorosti i lineynogo uskoreniya* [Strapdown inertial blocks based on the micromechanical sensor of angular velocity and linear acceleration]. Moscow: MSFU, 2007, p. 162-175.
2. *Patent RF № 2382986 Sposob i sistema izmereniya uklonov dlya pozitsionirovaniya ob'ektov* [Patent RU № 2382986 Method and system for measurement of slopes for positioning of objects] Soldatenkov V.A., Gruzevich Y.K., Achildiev V.M., Belikova V.N., Ryazanov S.S. Publ. 27.02.2010, B. I. No. 6.
3. *Patent RF na poleznuyu model' № 130691 Datchik kriticheskikh uglov s indikatorom* [Patent RU for useful model № 130691 Sensor of critical angles with the indicator] Soldatenkov V.A., Gruzevich Y.K., Achildiev V.M., Levkovich A.D., Nedodaev A.A., Trifonov V.S., Nikitina, S.A. Publ. 27.07.2013, B. I. No. 21.
4. *Patent RF na poleznuyu model' № 130692 Ustroystvo dlya izmereniya uklonov pri montazhe stapel'noy osnastki* [Patent RU for useful model № 130692 Device for measuring gradients at the mounting pile of snap] Soldatenkov V.A., Gruzevich Y.K., Achildiev V.M., Levkovich A.D., Nedodaev A.A., Trifonov V.S., Nikitina S.A. Publ. 27.07.2013, B. I. No. 21.
5. *Patent RF № 2445586 Sposob izmereniya vesa gruzha i zagruzki transportnogo sredstva i bortovaya izmeritel'naya sistema dlya ego osushchestvleniya* [Patent RU № 2445586 Method of measurement of the weight and load of the vehicle and on-Board measuring system for its implementation] Soldatenkov V.A., Gruzevich Y.K., Achildiev V.M. Publ. 23.03.2012, B. I. No. 8.
6. *Patent RF № 2480834 Bortovoe ustroystvo i sposob kontrolya parametrov dvizheniya transportnogo sredstva pri dorozhnom transportnom proisshestvii* [Patent RU № 2480834 Onboard device and method for control over vehicle parameters in accidents] Soldatenkov V.A., Gruzevich Y.K., Achildiev V.M., Rodnova I.A., Gryzlova L.V. Publ. 27.04.2013, B. I. No. 12.
7. *OAO «Russkie Navigatsionnye Tekhnologii» Bortovoy blok AT10* [JSC «Russian Navigation Technologies» on-Board unit AT10] http://www.autotracker.ru/upload/iblock/658/Technicheskie_charakt_AT-10.pdf
8. N. Borbour, J. Connely, J. Gilmore, P. Greif, A. Kourpenis, M. Weinberg. Microelectromechanical Instruments And Systems Development At Draper Laboratory. 3-rd-Saint-Petersburg International Conference On Integrated Navigation Systems. May 28-29, 1991.
9. Harvey Weinberg, Accelerometers – FANTASY and REALITY, Analog Dialogue, v.33, 1999.
10. Mark Pedley Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer. Application Note: http://www.freescale.com/files/sensors/doc/app_note/AN3461.pdf

ПОИСК НАИБОЛЕЕ ВЕРОЯТНОГО ПРЕДЕЛЬНОГО РЕЖИМА ДЛЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СЕРВОПРИВОДА УПРАВЛЯЮЩЕГО ОРГАНА

А.А. ЕФИМОВ, *вед. инженер ФГУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук,*

А.В. МУХИН, *вед. инженер ФГУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук*

korolkov@mgul.ac.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Как известно, любой сложный динамический объект управления имеет большое количество физических параметров, которые в общем случае не могут быть определены точно или меняются в некоторых пределах со временем или от производства к производству самого объекта. При проектировании автоматической системы управления подобным объектом необходимо учитывать указанные разбросы на его параметры, поэтому принято находить некоторые предельные сочетания разбросов параметров объекта в смысле какого-либо функционала. Проектируемая система управления должна обеспечивать устойчивость и управляемость движения во всех найденных предельных режимах объекта управления. Нахождение сочетания разбросов на параметры объекта управления, которое определяет предельный режим, в общем случае задача не тривиальная; если физических параметров, на которые заданы разбросы, много, то решать задачу перебором слишком трудоемко, а дать экспертную оценку сложно. Поэтому в статье рассматривается алгоритм для поиска безусловного (в данном случае условного) локального экстремума функции, который относится к прямым методам, то есть опирается непосредственно на значения функции. Указанный алгоритм применен, для примера, к поиску предельного режима гидравлического сервопривода с некоторым количеством параметров, на которые заданы разбросы. Это такие параметры, как коэффициент усиления по управляющему току, давление питания, эквивалентная жесткость и т. д. В статье дано подробное описание алгоритма, выбран функционал для минимизации и показаны графические результаты поиска предельного режима.

Ключевые слова: система управления, предельный режим, алгоритм поиска экстремума функции.

Рассмотрим математическую модель линейного гидропривода управляющего органа. Передаточная функция (ПФ) гидропривода представлена в операторной форме Лапласа (1)

$$\frac{1}{T_3 S^3 + T_2 S^2 + T_1 S + 1} \quad (1)$$

Коэффициенты ПФ (T_3 , T_2 , T_1) зависят от значений физических параметров гидропривода, на которые в общем случае задаются разбросы. Это могут быть следующие физические величины: коэффициент усиления по управляющему току, давление питания, эквивалентная жесткость, производная шарнирного момента по углу отклонения, постоянные времени усилителей.

Требуется определить такое сочетание разбросов на физические параметры (в условиях ограничения на разбросы), которое максимально отклоняет номинальные параметры гидропривода в сторону ухудшения его частотной характеристики и параметров переходного процесса.

Для решения данной задачи можно использовать известный метод Хука–Дживса, который служит для поиска безусловного (в нашем случае условного) локального экстре-

мума функции и относится к прямым методам, то есть опирается непосредственно на значения функции. Алгоритм делится на два этапа: исследующий поиск и поиск по образцу.

На первом этапе (исследующий поиск) задается стартовая точка (обозначим ее 1) и шаги h_i по координатам (физическим параметрам гидропривода). Затем замораживаются значения всех координат кроме первой и вычисляются значения функции в точках $x_0 + h_0$ и $x_0 - h_0$ (где x_0 – первая координата точки, а h_0 – соответственно значение шага по этой координате), после чего осуществляется переход в точку с наименьшим значением функции. В этой точке замораживаются значения всех координат, кроме 2-й, вычисляются значения функции в точках $x_1 + h_1$ и $x_1 - h_1$, далее следует переход в точку с наименьшим значением функции и т. д. для всех координат. В случае если для какой-либо координаты значение функции в исходной точке меньше, чем значения для обоих направлений шага, то шаг по этой координате уменьшается. Когда шаги по всем координатам h_i станут меньше заданных соответствующих ограничений ϵ_i , алгоритм завершается и точка 1 признается точкой минимума.

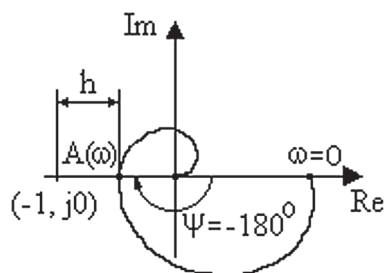


Рис. 1. Запас устойчивости гидропривода по амплитуде h

Fig. 1. A safety factor of the hydraulic drive at amplitude h

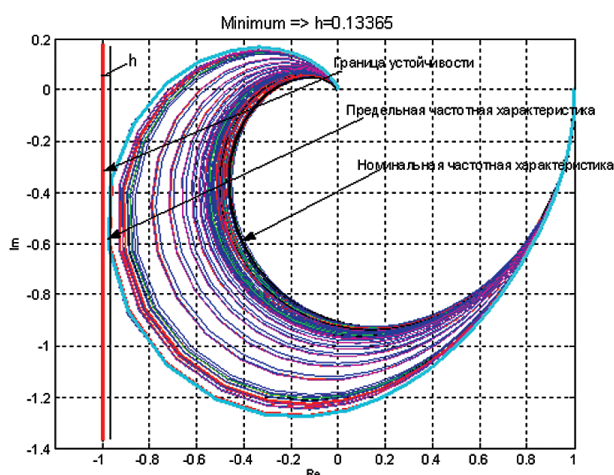


Рис. 2. Процесс поиска предельной частотной характеристики, начиная от номинальной

Fig. 2. The process of finding the limiting frequency response, from the nominal

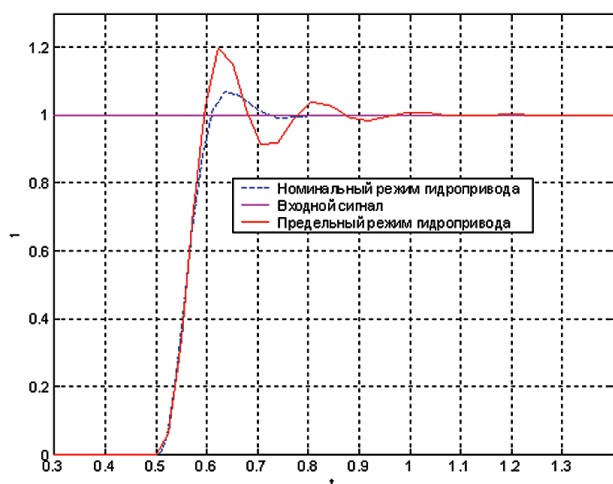


Рис. 3. Переходные процессы при воздействии единичного входного сигнала на гидропривод для номинального режима и найденного предельного режима

Fig. 3. Transients under the influence of a single input signal to the hydraulic actuator for the nominal mode and the found limit mode

Таким образом, проведя исследующий поиск по всем координатам, мы получим новую точку с наименьшим значением функции в окрестности (обозначим ее 2). Далее можно приступить ко второму этапу алгоритма – поиску по образцу.

На этапе поиска по образцу откладывается точка 3 в направлении от 1 к 2 на определенном расстоянии. Ее координаты получаются по формуле (2)

$$\bar{x}_3 = \bar{x}_1 + \lambda(\bar{x}_2 - \bar{x}_1), \quad (2)$$

где x_i – точка с номером i ;

λ – параметр алгоритма, который обычно выбирают равным двум ($\lambda = 2$).

Затем в новой точке 3 проводится исследующий поиск, как на 1-м этапе алгоритма, за исключением того, что шаг на этом этапе не уменьшается. Если в результате нового исследующего поиска удалось получить точку 4, отличную от точки 3, то точку 2 переобозначают на 1, а 4 на 2 и повторяют поиск по образцу. В случае если не удастся найти точку 4, отличную от точки 3, то точку 2 переобозначают на точку 1 и повторяют 1-й этап алгоритма – исследующий поиск.

В нашем случае в качестве минимизируемой функции выбрана величина функционала на множестве случайных разбросов параметров сервопривода, соответствующая величине запаса устойчивости гидропривода по амплитуде $h = |1 - A(\omega)|_{\psi(\omega)=-180^\circ} \rightarrow \min$ (рис. 1).

Использование адаптированного метода Хука–Дживса для поиска наиболее вероятного предельного режима для гидравлического сервопривода управляющего органа (передаточная функция (1)) в условиях разбросов на шесть физических параметров (и ограничений на них) дало следующие результаты:

а) процесс поиска предельной частотной характеристики гидропривода, начиная от номинальной точки, показан на рис. 2;

б) переходные процессы при воздействии единичного входного сигнала на гидропривод для номинального режима и найденного предельного режима показаны на рис. 3.

Условием выхода из цикла поиска предельного режима было то, что по прошествии десяти проходов описанного алгоритма минимизируемый функционал (величина за-

паса устойчивости по амплитуде h) более не уменьшался.

Выводы

Рассмотренный прямой метод поиска экстремума может быть использован для оптимизации или поиска предельных режимов сложных объектов управления с большим числом физических параметров.

Библиографический список

1. Игнат'ев, Е.А. Применение математических методов в технике / Е.А. Игнат'ев. – Киев: Наукова думка, 1976.
2. Шварц, Л. Математические методы для физических наук / Л. Шварц. – М.: Мир, 1965.
3. Аттетков, А.В. Методы оптимизации / А.В. Аттетков, С.В. Галкин, В.С. Зарубин // Математика в техническом

- университете. – Вып. XIV. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003.
4. Аверченков, В.И. Основы математического моделирования технических систем: учебное пособие / В.И. Аверченков, В.П. Федоров, М.Л. Хейфец. – М.: Флинта, 2011.
5. Гийон, М. Исследование и расчет гидравлических систем / М. Гийон – М.: Машиностроение, 1964.
6. Зайцев, Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования / Зайцев Г.Ф. – М.: Высшая школа, 1989.
7. Воронов, А.А. Основы теории автоматического регулирования и управления / А.А. Воронов – М.: Высшая школа, 1977.
8. Андриевский, Б.Р., Фрадков А.Л. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке MATLAB / Б.Р. Андриевский, А.Л. Фрадков. – М.: Наука, 2000.
9. Поршневу, С.В. MATLAB 7. Основы работы и программирования. Учебник / С.В. Поршневу – М.: Бином. Лаборатория знаний, 2006.
10. Иглин, С.П. Математические расчеты на базе Matlab / С.П. Иглин. – СПб.: BHV-Санкт-Петербург, 2005.

FINDING THE MOST LIKELY LIMITING REGIME FOR HYDRAULIC SERVO CONTROL BODY

Efimov A.A., FSUE TsNIIMash; Muhin A.V., FSUE TsNIIMash

korolkov@mgul.ac.ru

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

As it is known, any complex dynamic management object has a large number of physical parameters, which generally can not be defined precisely or vary to some extent with each production of the object. In the design of an automatic control system of such an object the spreads on its parameters are to be considered, so it was decided to find a combination of limiting spread of the parameters of the object in the sense of a certain functionality. The designed control system should provide stability and control over the motion in all the found limiting modes of the control object. Finding the combination of spreads on the parameters of the control object that defines the limit mode is generally not a trivial task, if the physical parameters that are set spread a lot, to solve the problem is too time-consuming, and to give expert evaluation is difficult. Therefore, the article discusses an algorithm to find absolute (in this case, conditional) local extremum of the function, which refers to the direct methods, that is directly based on the value of the function. This algorithm is applied to search for an example of a limiting regime of the hydraulic actuator with a number of parameters for which spreads are given. The examples of the parameters include the supply pressure, the equivalent stiffness etc., in this paper a detailed description of the algorithm is given, a functional is chosen for minimization and the graphic results of the limit mode are shown.

Keywords: control system, limit mode, the search algorithm of an function extremum.

References

1. Ignat'ev E.A. *Primenenie matematicheskikh metodov v tekhnike* [The use of mathematical methods in the art]. Kiev: Naukova dumka, 1976.
2. Shvarts L. *Matematicheskie metody dlya fizicheskikh nauk* [Mathematical Methods for the Physical Sciences]. Moscow: Mir, 1965.
3. Attetkov A.V., Galkin S.V., Zarubin V.S. *Metody optimizatsii* [Optimization Techniques], MGTU im. N.E. Bauman, 2003 (Mathematics at the Technical University, Issue XIV).
4. Averchenkov V.I., Fedorov V.P., Kheyfets M.L. *Osnovy matematicheskogo modelirovaniya tekhnicheskikh sistem* [Fundamentals of mathematical modeling of technical systems: a tutorial]. Moscow: Flinta, 2011.
5. Giyon M. *Issledovanie i raschet gidravlicheskikh sistem* [Investigation and calculation of hydraulic systems]. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1964.
6. Zaytsev G.F. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya i regulirovaniya* [The theory of automatic control and regulation]. Moscow: Vysshaya shkola [High School], 1989.
7. Voronov A.A. *Osnovy teorii avtomaticheskogo regulirovaniya i upravleniya* [Fundamentals of the theory of automatic regulation and control]. Moscow: Vysshaya shkola [High School], 1977.
8. Andrievskiy B.R., Fradkov A.L. *Izbrannye glavy teorii avtomaticheskogo upravleniya s primerami na yazyke MATLAB* [Topics in the theory of automatic control with examples in MATLAB]. Moscow: Nauka [Science], 2000.
9. Porshnev S.V. *MATLAB 7. Osnovy raboty i programmirovaniya* [MATLAB 7. Fundamentals and Programming. Textbook]. Moscow: Binom. Laboratoriya znaniy, 2006.
10. Iglin S.P. *Matematicheskie raschety na baze Matlab* [Mathematical calculations based on Matlab]. Sankt-Peterburg: BHV-Sankt-Peterburg, 2005.

УПРАВЛЕНИЕ ОТДЕЛЯЕМЫМИ ЧАСТЯМИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ЦЕЛЬЮ СОКРАЩЕНИЯ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ

П.П. ПОЛЯКОВ, инженер 1 категории ФГУП ЦНИИмаш

polyakov-pp@yandex.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

В работе рассматриваются вопросы построения системы управления отделяемых частей ракет-носителей на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

На выбор схемы управления движением отделяющихся частей ракет-носителей влияют следующие факторы:

- допустимые размеры и расположение заданных районов падения отделяющихся частей ракет-носителей;
- требования по точности приведения отделяющихся частей ракет-носителей в заданные районы падения;
- тип и характеристики органов управления отделяющихся частей ракет-носителей;
- располагаемый аппаратный состав системы управления отделяющихся частей ракет-носителей.

На основании вышеизложенных требований и ограничений выбрана схема управления с реализацией на нисходящем атмосферном участке аэродинамического маневра наведения отделяющейся части ракеты-носителя в заданный район падения.

Система управления должна обеспечить выполнение следующих операций управления:

- «гашение» угловой скорости;
- управление движением центра масс.

Одной из основных подсистем системы управления является бесплатформенная инерциальная навигационная система. Базовое алгоритмическое обеспечение бесплатформенной инерциальной навигационной системы можно разделить на следующие группы:

- алгоритмы первичной обработки информации;
- алгоритмы коррекции показаний датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы;
- алгоритмы вычисления параметров ориентации;
- алгоритмы пересчета составляющих кажущейся скорости;
- алгоритмы контроля и диагностики входной информации.

При моделировании управляемого движения отделяющихся частей была произведена оценка влияния инструментальных погрешностей приборов на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Были рассмотрены следующие основные погрешности приборов:

- случайная составляющая ухода гироскопа;
- погрешность масштабного коэффициента гироскопа;
- погрешность нулевого сигнала акселерометров;
- погрешность масштабного коэффициента акселерометра.

Приводятся оценки уменьшения зон падения.

Ключевые слова: система управления, ракета-носитель, отделяемые части, навигационная система, районы падения.

Актуальность работ по уменьшению районов падения отделяющихся частей ракет-носителей (РН) определяется острой необходимостью сокращения значительных площадей земли, отчуждаемых в настоящее время под районы их падения. Так, характеристики эллипса рассеивания отработавших ускорителей I ступеней современных РН составляют не менее ± 20 км – по дальности и ± 10 км – по направлению.

Целями настоящей работы являются определение облика системы управления (СУ) отделяющихся частей (ОЧ) РН на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС)

и оценка уменьшения районов падения ОЧ РН.

Рассмотрим основные положения, определяющие возможные подходы к выбору принципов построения системы управления [1, 2] ОЧ РН.

Выбор схемы управления движением ОЧ РН определяется:

- комплексом факторов, характеризующих остроту проблемы, в том числе допустимыми размерами и расположением заданных районов падения (РП) ОЧ РН относительно трассы выведения, а также их близости к «запретным» (опасным) участкам местности, на которые не-

обходимо исключить возможность падения отделяющихся элементов в нештатных ситуациях;

- требованиями по точности приведения ОЧ РН в заданные РП;

- ограничениями по кинематическим параметрам, вытекающим из условий обеспечения целостности конструкции отделяющихся элементов;

- типом и характеристиками органов управления ОЧ РН;

- выделяемыми лимитами по массе и энергопотреблению на устанавливаемое дополнительное оборудование (аппаратура СУ, исполнительные и управляющие органы, различные конструктивные элементы и др.), а также ограничениями по компоновке оборудования на отделяющихся элементах;

- располагаемым аппаратурным составом СУ ОЧ РН.

На основе вышеизложенных требований и ограничений выбрана схема управления с реализацией на нисходящем атмосферном участке аэродинамического маневра наведения ОЧ РН в заданный район приведения.

В рамках данной схемы средствами СУ может быть обеспечено высокоточное наведение ОЧ РН в заданный район, включая наведение в заданную точку прицеливания.

При этом в зависимости от располагаемого уровня маневренных характеристик ОЧ РН может быть решена задача приведения объекта в район, находящийся как в непосредственной близости от выбранной трассы выведения, так и вдали от нее.

Для реализации данной схемы управления необходимо, чтобы ОЧ РН была оснащена достаточно эффективными аэродинамическими органами управления.

В зависимости от располагаемого аппаратурного состава СУ возможны различные модификации режима наведения ОЧ РН в точку посадки, в том числе инерциальный, радиоинерциальный, самонаведение на радиомаяк и др. [3, 4].

При рассмотрении путей реализации указанной схемы предполагается, что объ-

ект управления аэродинамически устойчив и что на всем пассивном участке обеспечивается целостность и управляемость ОЧ РН.

Используемый в составе СУ ОЧ РН комплекс командных гироскопических приборов (ККП) не должен накладывать ограничения на угловые эволюции изделия (иметь неограниченные углы прокатки по всем осям). При этом ККП должен обеспечивать возможность измерения угловых скоростей в достаточно широком диапазоне. Этим требованиям наиболее соответствует ККП бесплатформенного типа.

СУ должна обеспечить выполнение следующих операций управления:

- «гашение» угловой скорости вращения и обеспечение требуемой ориентации строительных осей объекта на момент входа в плотные слои атмосферы;

- управление движением центра масс при наведении в точку прицеливания с учетом ограничений по углам атаки и управляющим моментам.

Базовыми элементами СУ являются:

- БИНС, обеспечивающая получение на борту текущей информации о координатах положения и векторе скорости ОЧ РН в начальной стартовой инерциальной системе координат;

- навигационная аппаратура потребителя спутниковой навигации;

- радиотехнические, оптико-электронные и др. средства самонаведения – в зависимости от комплектации;

- центральный процессор, обеспечивающий совместно с другими вычислительными средствами СУ (процессор БИНС и др.) решение задач управления полетом ОЧ РН;

- устройства сопряжения бортовой цифровой вычислительной системы с абонентами СУ и смежными системами;

- согласующую, коммутационную и другую аппаратуру СУ.

При реализации данной схемы может быть уменьшено влияние возмущений нисходящего атмосферного участка, а также обеспечена отработка промаха, обуслов-

ленного погрешностями активного участка и возмущениями участка разделения. Естественно, последнее возможно при условии достаточно точной идентификации отрабатываемого промаха по данным навигационных определений, выполняемых с помощью тех или иных датчиков внешней информации.

Одной из основных подсистем технического облика СУ ОЧ РН является БИНС. При этом требования к точностным характеристикам ее основной компоненты – бесплатформенному измерительному блоку (БИБ) – существенно зависят от принципов построения системы выработки начальных условий, обеспечивающей формирование к началу автономного полета ОЧ опорного инерциального базиса и вектора состояния в системе координат, реализуемой инерциальной системой управления РН.

Рассмотрена схема БИНС, в рамках которой решение задачи начальной выставки решается в процессе полета I ступени средствами СУ ОЧ во взаимодействии с СУ РН на основе методологии векторного согласования. В этом варианте требования к точностным характеристикам БИБ СУ ОЧ ракетных блоков первых ступеней могут быть существенно снижены, поскольку в качестве эталонной системы используется высокоточная навигационная система РН.

С учетом требований, предъявляемых к БИБ (стабильность точностных характеристик от запуска к запуску, малая масса, энергопотребление и стоимость), наиболее предпочтительными являются БИБ на основе твердотельных гироскопов (волоконно-оптические, лазерные).

Базовое алгоритмическое обеспечение БИНС можно разделить на следующие группы:

- алгоритмы первичной обработки информации, реализуемые в блоке сервисной электроники;
- алгоритмы первичной обработки информации, реализуемые в блоке первичной обработки информации (ПОИ);
- алгоритмы коррекции показаний датчиков БИНС;

- алгоритмы вычисления параметров ориентации;

- алгоритмы пересчета составляющих кажущейся скорости из связанного базиса в инерциальный;

- алгоритмы контроля и диагностики входной информации и работы БИНС

Алгоритмы навигации в БИНС аналогичны алгоритмам навигации в платформенных ИНС. Эти алгоритмы для ИНС различного применения достаточно хорошо изучены [5, 6], их реализация в бортовом вычислителе трудности не представляет.

Алгоритмы первичной обработки информации, алгоритмы коррекции показаний датчиков и алгоритмы контроля определяются типом датчиков, срезом между блоком чувствительных элементов (БЧЭ) и блоком ПОИ, математической моделью погрешностей БЧЭ. Эти алгоритмы разрабатываются и отрабатываются на этапах проектирования, когда окончательно определен облик БЧЭ и блока ПОИ, разработаны и подтверждены их модели ошибок.

Наиболее жесткие требования к производительности вычислительных средств предъявляют алгоритмы вычисления параметров ориентации и алгоритмы пересчета кажущейся скорости. Эти алгоритмы инвариантны к типам датчиков БИНС. Выбор алгоритмов определяется, прежде всего, характером углового и линейного движения объекта и требованиями к точности БИНС.

При моделировании управляемого движения отделяемых частей [7, 8] была произведена оценка влияния инструментальных погрешностей приборов на базе БИНС. При этом предполагалось, что чувствительные элементы расположены ортогонально по связанным осям изделия. Были рассмотрены следующие основные погрешности приборов:

- случайная составляющая ухода гироскопа;
- погрешность масштабного коэффициента гироскопа;
- погрешность нулевого сигнала акселерометров;
- погрешность масштабного коэффициента акселерометра.

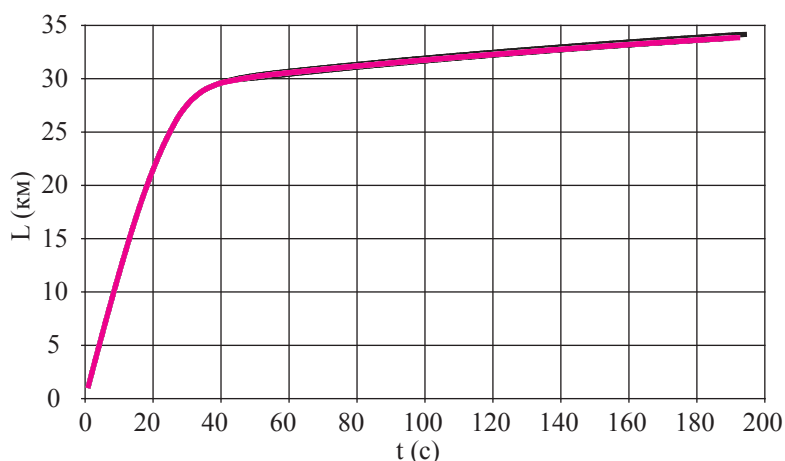


Рис. 1. Влияние инструментальных погрешностей ККП БИНС на дальность полета ОЧ РН ($\Delta L = \pm 0,304$ км)

Fig. 1. The effect of instrumental errors of KKP SINS on the range of the separable parts of launch vehicles flight ($\Delta L = \pm 0,304$ km)

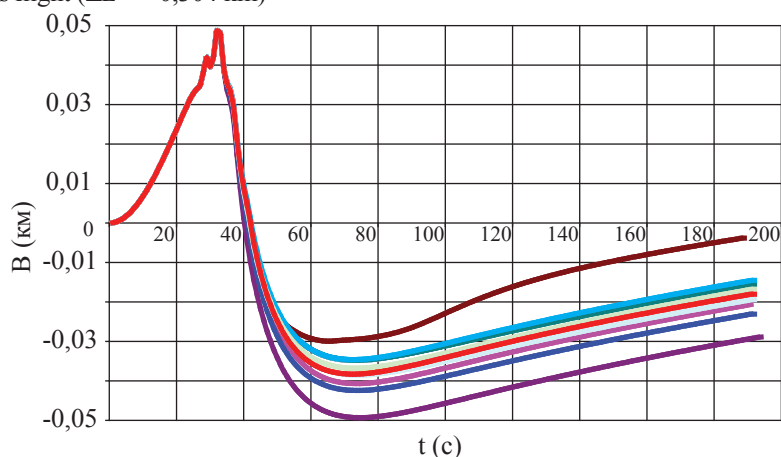


Рис. 2. Влияние инструментальных погрешностей ККП БИНС на боковое направление полета ОЧ РН ($\Delta B = \pm 0,021$ км)

Fig. 2. The effect of instrumental errors of KKP SINS on the lateral direction of the separable parts of launch vehicles flight ($\Delta B = \pm 0,021$ km)

Численные значения этих погрешностей соответствуют современному уровню развития чувствительных элементов ККП БИНС.

Расчеты [9, 10] проводились при отсутствии начальной «закрутки» (начальные нулевые условия по угловой скорости движения ОЧ по тангажу).

Влияние инструментальных погрешностей при отсутствии начальной «закрутки» представлены на рис. 1 и 2.

В данной работе определены облик системы управления отделяемыми частями РН на базе БИНС, задачи, решаемые СУ ОЧ РН, приборный состав (базовые элементы) СУ, рассмотрено базовое алгоритмическое обеспечение БИНС.

Проведенное моделирование управляемого движения ОЧ РН для оценки влияния инструментальных погрешностей ККП показало, что суммарная погрешность составляет величину порядка 500 м (предельное отклонение).

При этом возможно сокращение размеров зон падения ОЧ РН до величины порядка ± 1 км с учетом разбросов кинематических параметров движения отделяемых частей на момент разделения с РН.

Библиографический список

1. Колесников, К.С. Динамика ракет / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.
2. Разоренов, Г.Н. Системы управления летательными аппаратами / Г.Н. Разоренов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов ; под ред. Г. Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.

3. Лысенко, Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет / Л.Н. Лысенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.
4. Феодосьев, В.И. Основы техники ракетного полета / В.И. Феодосьев. – М.: Наука, 1979. – 496 с.
5. Бранец, В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1992. – 280 с.
6. Бранец, В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
7. Лебедев, А.А. Баллистика ракет / А.А. Лебедев, Н.Ф. Герасюта. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.
8. Аппазов, Р.Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников земли/ Р.Ф. Аппазов, О.Г. Сытин. – М.: Наука, 1987. – 440 с.
9. Артемов, И.Л. Fortran: основы программирования / И.Л. Артемов. – М.: Диалог-МИФИ, 2007. – 304 с.
10. Алгазин, С.Д. Программирование на Visual Fortran / С.Д. Алгазин, В.В. Кондратьев. – М.: Диалог-МИФИ, 2008. – 472 с.

MANAGEMENT SEPARATING PARTS OF CARRIER ROCKETS TO REDUCE IMPACT AREA

Polyakov P.P., FSUE TsNIIMash

polyakov-pp@yandex.ru

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The issues of creating a control system of separated parts of launch vehicles on the basis of strapdown inertial navigation system are considered in this article.

The choice of a motion control scheme of the separated parts of launch vehicle is affected by the following factors:

- allowable size and location of target impact areas for separating parts of launch vehicle;
- requirements for the accuracy of launching of the vehicle separating parts to the preset impact areas;
- the type and characteristics of the control bodies of the separated parts of launch vehicle;
- located instrumental composition of control systems for separating parts of launch vehicle.

On the basis of the above requirements and restrictions the control scheme with the implementation at the descending atmosphere phase of the guidance maneuver for separating parts of launch vehicles to the specified area has been selected.

The control system must provide the following operations:

- «extinguishing» the angular velocity;
- controlling the motion of the mass center.

One of the basic subsystems of the control system is a strapdown inertial navigation system (SINS). Basic algorithmic providing the strapdown inertial navigation system can be divided into the following groups:

- algorithms for preprocessing algorithms of information;
- algorithms for correcting indication sensors of the strapdown inertial navigation system;
- algorithms for calculating the parameters of orientation;
- algorithms for recalculation of components of the seeming speed;
- algorithms for control and diagnostics of entrance information.

In case of simulation of controlled motion of separating parts the influence of instrumental errors of devices based on strapdown inertial navigation system was evaluated. The following intrinsic errors of instruments were considered:

- random component of the gyroscope care;
- error of the gyroscope scale factor;
- error of the accelerometer zero signal;
- error of the accelerometer scale factor.

Estimates of reduction the fall area are set.

Keywords: Control system, launch vehicles, separated parts, navigation system, area the fall.

References

1. Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Dynamics missile]. Moscow: Engineering, 2003. 520 p.
2. Razorenov G.N., Bakhranov E.A., Titov Yu.F. *Sistemy upravleniya letatel'nyimi apparatami* [Control Systems aircraft apparatmi]. Moscow: Engineering, 2003. 520 p.
3. Lysenko L.N. *Navedenie i navigatsiya ballisticheskikh raket* [Guidance and navigation ballistic missiles]. Moscow: Publishing House of the MSTU. NE Bauman, 2007. 672 p.
4. Feodos'ev, V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Basic techniques of rocket flight]. Moscow: Nauka, 1979. 496 p.
5. Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem* [Introduction to the Theory of strapdown inertial navigation system]. Moscow: Nauka, 1992. 280 p.
6. Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [Application of quaternion orientation in problems of solid body]. Moscow: Nauka, 1973. 320 p.
7. Lebedev A.A., Gerasyuta N.F. *Ballistika raket* [Ballistic missiles]. Moscow: Engineering, 1970. 244 p.
8. Appazov R.F., Sytin O.G. *Metody proektirovaniya traektoriy nositeley i sputnikov zemli* [Methods of designing trajectories of vehicles and satellites]. Moscow: Nauka, 1987. 440 p.
9. Artemov I.L. *Fortran: osnovy programmirovaniya* [Fortran: basic programming]. Moscow: Dialog-MIFI, 2007. 304 p.
10. Algazin S.D., Kondrat'ev V.V. *Programmirovaniye na Visual Fortran* [Programming in Visual Fortran]. Moscow: Dialog-MIFI, 2008. 472 p.

АНАЛИЗ И КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАНОКЛАССА ЗА РУБЕЖОМ И В РОССИИ

Ю.Н. ШАРИТКИН, *главный специалист ФГУП ЦНИИмаш*

sharitkin@yandex.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Проведен анализ мировых тенденций в разработках космических аппаратов «нано» класса. Представлен расширенный состав космического аппарата «нано» класса и его составных частей (модулей). Рассмотрены особенности построения космических аппаратов «нано» класса. Проанализирован опыт создания стандарта проектирования космических аппаратов «нано» класса. Рассмотрены различные варианты конструкции космических аппаратов, варианты их компоновок. Рассмотрены условия эксплуатации космических аппаратов «нано» класса, а также круг задач, которые они способны выполнять в интересах различных ведомств. Рассмотрены особенности построения электрической части, а также интерфейсы, рекомендованные к применению в космических аппаратах «нано» класса. Рассмотрен стандарт проектирования космических аппаратов «нано» класса CubeSat, проанализированы особенности стандарта, а также представлена история создания стандарта CubeSat. Описаны некоторые особенности применения электронной компонентной базы в космических аппаратах, сделанных по стандарту CubeSat, и шаги для удешевления стоимости проекта, использующего стандарт CubeSat. Представлена приблизительная стоимость и сроки проектирования космических аппаратов данного класса. Представлен перечень предприятий производителей космических аппаратов и составных частей к ним. Рассмотрены способы доставки космических аппаратов «нано» класса на рабочую орбиту как традиционные, так и перспективные, которые могли бы удешевить стоимость доставки и обеспечить ее гарантированность, уменьшив зависимость от основной полезной нагрузки. Представлено состояние разработки космических аппаратов и их составных частей на территории Российской Федерации. На основе проведенного анализа представлены обобщенные требования к характеристикам космического аппарата. Обозначены перспективы развития данного направления космических аппаратов и способов их доставки на рабочую орбиту.

Ключевые слова: наноспутник, транспортно-пусковой контейнер (POD), стандарт CubeSat.

На заре освоения космоса космические аппараты (КА) имели небольшие размеры и большие энергетические характеристики при низкой функциональности и надежности, что ограничивало их круг задач, а малоизученные факторы, воздействующие в космическом пространстве на КА, приводили к малому сроку службы и низкой надежности. Задачи для КА становились сложнее и увеличивалось их количество, что влекло за собой увеличение массы и энергопотребления КА, что усугублялось применением аналоговой элементной компонентной базы.

Наука не стояла на месте, появлялись новые технологии, становились доступными все большие сведения о космическом пространстве. Да и в целом остальные отрасли начали подтягиваться за космосом. Электронная компонентная база с аналоговой перешла на цифровую, что положительно сказалось на надежности, энергопотреблении и массе КА в целом.

С миниатюризацией электронной компонентной базы в КА увеличились их функциональные задачи, теперь КА мог не только производить съемку подстилающей поверх-

ности в оптических диапазонах, но и проводить сканирование радиолокационным комплексом поверхность Земли и параллельно работать ретранслятором, а также проводить научные исследования, изучающие воздействие факторов космического пространства.

В конце XX в. возникла идея создания дешевых сверхмалых космических аппаратов, обладающих меньшими функциями, надежностью и ресурсом, но при этом обладающих меньшей стоимостью (около 65–80 тыс. долл.), а также малым сроком разработки и изготовления (не более 1 года).

Американским профессором факультета аэроавтики и астрономии Стенфордского университета Бобом Твиггсом и его коллегой, профессором из Калифорнийского технологического университета Джади Обиспо в 1999 г. была разработана концепция, которая не имела аналогов в мировой практике, впоследствии получившая название CubeSat.

Суть концепции состояла в следующем. Был введен универсальный типоразмер с габаритами 100×100×100 мм с массой не более 1,33 кг и объемом 1 литр, который получил обозначение «1U» (т. е. «1 Unit» что

в переводе на русский «1 модуль»). Минимальный размер КА не должен быть меньше «0,5U», а максимальный размер КА не должен превышать «3U». На основании концепции был создан стандарт CubeSat, в котором оговаривались используемые интерфейсы, типы корпусов и типоразмеры.

В концепции использовалась типовая архитектура построения бортовых систем со стандартными интерфейсами, отдельное место отводилось транспортно-пусковым контейнерам (P-POD).

Однако существующие разработки уже давно вышли за рамки данного стандарта и все чаще можно встретить КА размером в «6U», немного реже – «12U» и «24U».

Сейчас во многих странах мира занимаются разработкой и выпуском КА и комплектующих (составных частей) к ним по стандарту CubeSat. Наибольший опыт в данной части имеют такие страны, как США, Германия и Япония.

В России данный стандарт не получил развития в связи с отсутствием правовой и технологической базы.

Несмотря на малые размеры, космические аппараты стандарта CubeSat могут выполнять определенный круг задач – от фундаментальных научных исследований околоземного космического пространства до дистанционного зондирования Земли и связи, в интересах МО РФ и МЧС РФ и других пользователей. Учитывая короткие сроки создания (около 1 года) и низкую стоимость (около 10–20 млн руб., с учетом пусковых услуг) и простоту изготовления, сегмент наноаппаратов может занять свою нишу бюджетных КА в космической отрасли.

Описание обобщенной концепции построения нано спутников

Принимая во внимание, что в России практически отсутствуют аналогичные разработки, рассмотрим зарубежный опыт создания КА стандарта CubeSat.

На основании анализа открытых источников, и оценив разработки космических аппаратов и их составных частей, созданных по стандарту CubeSat, был определен укруп-

ненный состав космического аппарата. В него вошли:

– Бортовой комплекс управления, в который функционально входят следующие подсистемы:

1) бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ);

2) система ориентации и стабилизации (СОС);

3) бортовой радиокomплекс УВЧ-диапазона (БРК УВЧ);

4) GPS-модуль;

– система электроснабжения (СЭС);

– система обеспечения тепловых режимов (СОТР);

– полезная нагрузка (ПН), в состав которой входят;

1) целевая аппаратура по назначению;

2) бортовой радиокomплекс Ка-диапазона (БРК Ка);

– конструкция КА;

– отладочный модуль (ОМ).

В стандарте CubeSat наиболее полно был реализован принцип модульности или, как он еще называется, принцип «Lego», реализованный с использованием 104-контактного разъема и типовых посадочных мест. При разработке КА по стандарту CubeSat применяются следующие интерфейсы:

– I²C – применяется в работе средств БКУ;

– МКО – применяется в работе средств БКУ (применяется редко);

– SpaceWire – в основном, применяются для космических аппаратов военного назначения;

– CAN – может применяться для всех систем (встречается редко);

– RS485/RS422 – применяется для работы с датчиковой аппаратурой, входящей в состав БКУ;

– UART – применяется в основном для работы с БРК и аппаратурой системы стабилизации;

– SPI – применяется в работе средств телеметрии;

– LVDS – применяется, в основном, для передачи информации из аппаратуры ПН в БРК;

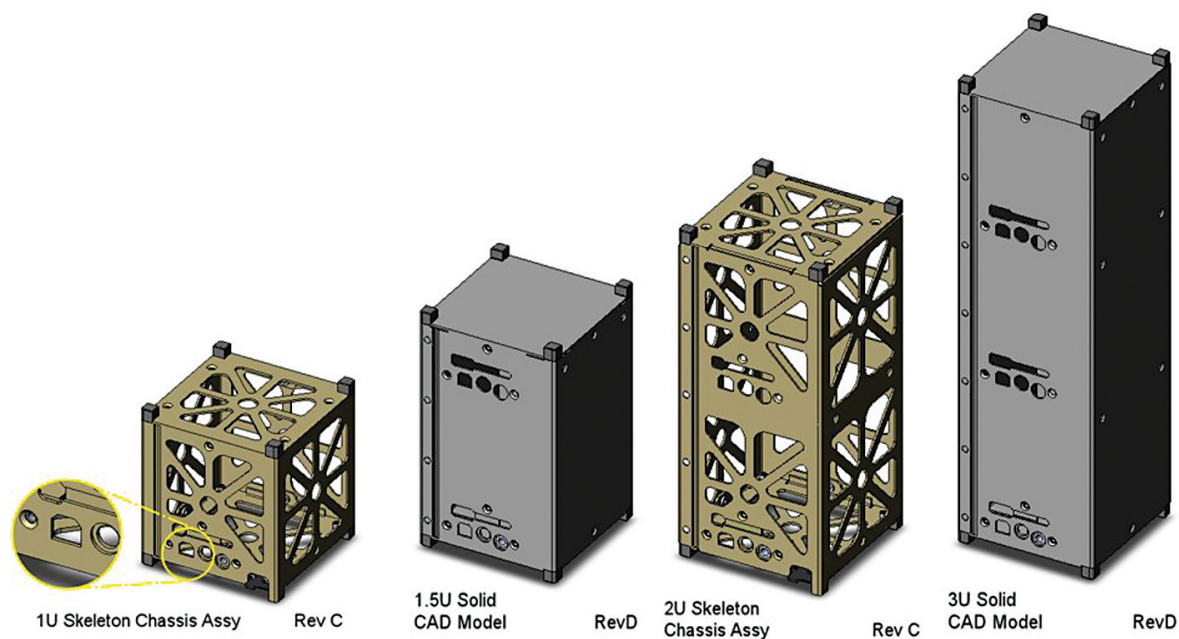


Рис. 1. Структуры «1U», «2U», «3U»
Fig. 1. Structures «1U», «2U», «3U»

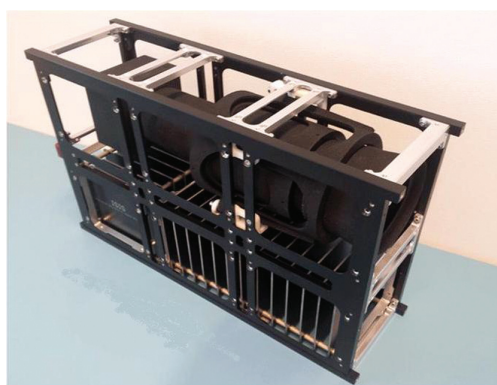


Рис. 2. Структура «6U»
Fig. 2. Structure «6U»

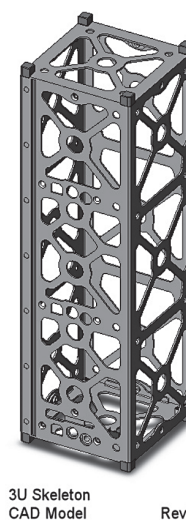


Рис. 3. Скелетный тип корпуса КА
Fig. 3. Skeleton type of spacecraft housing



Рис. 4. Монолитный тип корпуса КА
Fig. 4. Monolithic type of spacecraft housing



Рис. 5. Реечный тип корпуса КА
Fig. 5. Rack Enclosure type of spacecraft housing

– USB – применяется, в основном, для отладочных работ;

– Ethernet – применяется, в основном, для отладочных работ;

– PCI – применяется в основном для отладочных работ.

В КА стандарта CubeSat используются следующие типоразмеры: «1U», «2U», «3U» (рис. 1), «6U» (рис. 2) (Типоразмер «12U» и «24U» используются реже и строятся по аналогии с представленными выше вариантами).

Конструкция корпуса производится 3 типов: скелетного (рис. 3) и монолитный (рис. 4), а также встречается корпус более простой конструкции, назовем его реечным (рис. 5).

Представленные выше типы корпусов КА стандарта CubeSat различны по характеристикам и выбираются из расчета орбиты существования, внешних воздействующих и специальных факторов. Таким образом:

– Монолитный тип – имеет наилучшие теплоотводящие свойства, наибольшую защиту, наилучшие прочностные характеристики, но при этом обладает наибольшей массой и больше подходит для орбит порядка 600–1000 км.

– Реечный тип – имеет наиболее слабые теплоотводящие свойства, наименьшую защиту, наихудшие прочностные характеристики, но при этом обладает наименьшей массой и больше подходит для орбит порядка 350–400 км.

– Скелетный тип – имеет средние во всех отношениях характеристики по сравнению с описанными выше типами корпуса.

Раскроем подробнее задачи составных частей и подходы к их реализации.

Бортовой комплекс управления, предназначен для управления бортовыми системами КА, управлением угловым движением и обеспечения функционирования целевой аппаратуры КА. БКУ состоит из следующих модулей:

1. Бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) является составной частью БКУ, предназначена для управления всеми системами КА и определения местоположения КА на орбите.

БЦВМ, как правило, состоит из следующих модулей:

– вычислительная часть;

– интерфейсная часть;

– запоминающее устройство.

На рынке представлено большое число производителей БЦВМ для КА такого класса, таких как GomSpace ApS, ISIS Pumpkin, AAC Microtec, SpaceMicro, Tyvak nano satellite system LLC и другие.

Фирмой ISIS Pumpkin реализован принцип модульности в БЦВМ, разбитый на 2 модуля: интерфейсный и процессорный, что позволило без доработок производить замену центрального процессора, тем самым изменяя возможности аппарата под требования заказчика без доработки аппаратной части.

2. Система ориентации и стабилизации предназначена для определения ориентации и поддержания стабилизации космического аппарата и управления угловым движением вокруг центра масс и имеет следующий состав аппаратуры:

– двигатели маховики (3 шт.);

– магнитометр 3-осный;

– магнитные исполнительные органы (3 шт.);

– 3-осный микромеханический гироскоп (может комплектоваться со встроенным акселерометром);

– солнечный датчик (устанавливается по желанию заказчика, подключается через типовой размер и доработки аппаратуры не требует);

– звездный датчик (устанавливается по желанию заказчика, подключается через типовой размер и доработки аппаратуры не требует).

Весь состав аппаратуры располагается внутри небольшого герметичного корпуса размером не более 100×100×100 мм, т. е. «1U». На рынке представлен фирмой Maryland Aerospace.

3. Бортовой радиокomплекс УВЧ-диапазона предназначен для получения команд с НКУ и передачи ТМИ в НКУ, состоит из антенны и приемника/передатчика. Структурно входит в состав БКУ. На рынке представлено

большое количество фирм, разрабатывающих радиокомплексы под стандарт CubeSat, такие как SSTL, Clyde Space, AeroAstro, ComDev, Canopus и другие.

4. GPS-модуль предназначен для определения орбитальных параметров движения космического аппарата.

На рынке представлены лишь две фирмы, которые занимаются изготовлением и поставкой уже готовых бортовых комплексов управления для КА стандарта CubeSat: Maryland Aerospace и Berlin space technologies.

Система обеспечения тепловых режимов предназначена для поддержания нормальных температурных условий на борту космического аппарата и на аппаратах данного класса данная система, как правило, механического типа, где тепло выводится на корпус КА через медные прожилки, смонтированные в корпус.

Система электроснабжения состоит из аккумуляторных батарей, солнечных батарей, модуля управления СЭС и предназначена для обеспечения бортовой аппаратуры электроэнергией постоянного тока в условиях функционирования на заданной орбите. На рынке представлены фирмами Clyde Space, GomSpace ApS и т. д.

Полезная нагрузка служит для выполнения целевой задачи и обмена полученной информацией с НКПОР и состоит из следующих модулей:

1. Целевой аппаратуры, предназначенной для съемки подстилающей поверхности в оптическом и радиодиапазоне, ретрансляции и прочих задач. Состав и задачи могут меняться в зависимости от назначения КА. Лидерами в производстве целевой аппаратуры по стандарту CubeSat являются фирмы Canopus, GomSpace ApS, AeroAstro, SSTL, Berlin space technologies и др.

2. Бортовой радиокомплекс Ка-диапазона предназначен для передачи целевой информации на пункт приема (НКПОР) и получения с НКПОР полетных заданий на выполнение целевых задач КА. Состоит из антенны и приемника/передатчика.

К космическим аппаратам, разработанным по стандарту CubeSat, как правило,

не предъявляется жестких требований в связи с их малым сроком активного существования и низким воздействием на аппаратуру факторов космического пространства, что обусловлено орбитой КА.

Электронная компонентная база (ЭКБ), применяемая при разработке КА данного класса, используется, как правило, класса «Commercial» и «Industrial», реже применяют ЭКБ класса «Military» и «Space» (в основном для производства КА в интересах министерства обороны США).

Следует обратить особое внимание на тот факт, что аппаратного резервирования в космических аппаратах данного стандарта не предусмотрено, что обусловлено их сверхмалыми размерами и массой.

Эксплуатируемые в настоящее время КА стандарта CubeSat имеют следующие характеристики:

– точность ориентации нано КА составляет около 1° с применением солнечного датчика и около $3-5'$ с использованием звездного датчика;

– скорость разворота для КА размером «3U» и массой 4 кг составляет около $2^\circ/\text{сек}$ с применением двигателей-маховиков и магнитных исполнительных органов;

– стойкость к накопленной дозе составляет порядка 30 крад.;

– диапазон рабочих температур $-40...+80^\circ\text{C}$.

Также немаловажной проблемой для КА стандарта CubeSat является выведение его на рабочую орбиту. Сейчас используется только один способ доставки – попутной нагрузкой с использованием транспортно-пускового контейнера (ТПК), закрепленного либо на переходной платформе, либо установленного на разгонном блоке. Тем не менее в США ведутся исследования по выведению с использованием малой ракеты со стартового комплекса. Однако не рассмотрен еще один эффективный способ доставки, с использованием самолета – так называемый «воздушный старт», где под фюзеляж устанавливается ракета, на которой и предполагается выводить космический аппарат на целевую орбиту.

Дальнейшая концепция КА стандарта CubeSat развивается в следующих направлениях:

- максимальная реализация принципа модульности;
- увеличение возможностей КА данного класса в части целевой нагрузки, сроков службы и маневренности на целевой орбите;
- разработка способов увода с орбиты;
- совершенствование и поиск более дешевых и надежных средств доставки на целевую орбиту.

В 2013 г. на проходившей в США 27-й конференции по малым космическим аппаратам было рассмотрено следующее интересное направление дальнейшего развития. Осуществление обмена по радиоканалу (аналогично Wi-Fi или Wi-Max) координатной информацией с соседними космическими аппаратами при выходе из строя у одного из них датчиковой аппаратуры, таким образом обеспечивая живучесть всей группировки.

В России в последние два года проявляется интерес к космическим аппаратам нанокласса.

Однако следует отметить, что российские предприятия на данный момент разработок КА данного класса и комплектующих к ним не проводят, хотя данное направление и является весьма перспективным и позволило бы решать большой круг задач в интересах многих потребителей с минимальными затратами.

Выводы

Анализ разработок космических аппаратов нанокласса за рубежом показал, что данное направление получило широкое распространение в последнее десятилетие. Разработан стандарт CubeSat, позволяющий создавать КА на основе унифицированных компонентов (модулей) и их интерфейсов.

В России данное направление получило развитие в последние два года, однако отечественные комплектующие для этих аппаратов в данный момент не разрабатываются.

Данное направление развития космической отрасли является перспективным, так как космические аппараты нанокласса позволяют при относительной дешевизне решать ряд задач в области фундаментальных научных исследований, дистанционного зондирования Земли, метеорологии и т. д.

Библиографический список/References

1. 26th Annual AIAA/USU conference on small satellite / Kuwahara. USA. 2012.
2. 27th Annual AIAA/USU conference on small satellite / Stern. USA. 2013.
3. <http://www.cubesatkit.com>.
4. <http://www.sinclairinterplanetary.com>.
5. <http://www.sstl.co.uk>.
6. <http://www.gomspace.com>.
7. <http://www.spacemicro.com>.
8. <http://www.bradford-space.com>.
9. <http://www.ssbv.com>.
10. <http://www.vectronic-aerospace.com>.
11. <http://www.tyvak.com>.
12. <http://www.aacmicrotec.com>.

ANALYSIS AND CONCEPT DEVELOPMENT OF NANOCCLASS SPACECRAFT IN RUSSIA AND ABROAD

Sharitkin Y.N., FSUE TsNIIMash

sharitkin@yandex.ru

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The analysis of global trends in the development of spacecraft of the «nano» class has been made. An advanced structure of the spacecraft of «nano» class and its component parts (modules) is presented. Peculiarities of «nano» class spacecraft constructing are singled out. The experience of creating a standard design of «nano» class spacecraft has been analysed. Various options for the design of space vehicles and options for their layouts have been considered. The conditions of operation of «nano» class spacecraft, as well as the range of tasks they can perform in the best interests of different departments, are shown. Peculiarities of constructing of the electrical parts, as well as the interfaces recommended for usage in «nano» class space vehicles, are singled out. The standard design of «nano» class spacecraft CubeSat has been considered, the features of the standard design have been analysed, and the history of the CubeSat standard is presented. Some features of the use of electronic components in the spacecraft that met the CubeSat standard and steps to reduce the cost of the project using the CubeSat standard are described. The approximate cost and time of designing space vehicles of this class has been calculated. A list of manufacturers of spacecraft and parts to them has been presented. Both the traditional and the perspective methods of delivery of «nano» class spacecraft into the working orbit which could lower the cost of delivery and ensure its warranty by reducing dependence on the primary payload have been researched. The state of development of space vehicles and their components on the territory of the Russian Federation is presented. On the basis of the analysis the summarized requirements and characteristics of the spacecraft are presented. The perspective of development of spacecraft and methods of their delivery into the working orbit is given.

Keywords: nanosatellite, the transport and launch container (POD), CubeSat standard.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ КА ПРИ СПУСКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

А.С. НОВОСЕЛОВ, ФГУП ЦНИИмаш

novoselov_artem@live.ru

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

В статье приводится исследование управления движением перспективного космического аппарата (КА) при посадке на Луну, когда отклонения параметров движения от программных значений являются управляющими сигналами для коррекции реального движения. Определяется облик системы управления и навигации на участке посадки, представлены алгоритмы системы управления автоматического КА, приведены предварительные результаты моделирования управляемого движения по разработанным алгоритмам. Программное движение КА при организации посадки для своего определения требует многопараметрической многоступенчатой оптимизации. При этом в качестве оптимизируемых параметров выступают параметры переходной орбиты, тяга двигателя торможения, массовые характеристики конструкции, состав измерительных средств системы управления. Программа посадки состоит из двух участков:

– участок торможения, на котором производилось торможение КА от орбитальной скорости порядка 1700 м/с до 10 м/с;

– участок прецизионного движения, на котором производилось свободное падение КА после выключения двигателя торможения, а затем его повторное включение и собственно посадка.

Рассматривается управление КА на этапе торможения (сход с орбиты Луны в точке перицентра и торможение до высоты над поверхностью 2000 м) и решаются следующие задачи:

– выбор программной траектории;

– исследование управляемого движения КА на участке второго торможения относительно программной траектории методом математического моделирования.

Представлены алгоритмы и программы для оптимизации программных траекторий КА, осуществляющего спуск на Луну. Рассчитана программная траектория управляемого движения КА на участке спуска. Разработаны алгоритмы и программы для исследования управляемого движения КА на участке спуска. Проведено исследование точностных и динамических характеристик системы управления КА на участке спуска при заданных разбросах на параметры изделия и начальные условия.

Ключевые слова: система управления, управляемое движение КА, оптимизация программы движения КА.

Основные требования к системе управления мягкой посадкой на Луну перспективных КА

Мягкая посадка на поверхность небесного тела – это перемещение космического аппарата (КА) с падающей траектории или с некоторой орбиты его искусственного спутника на поверхность этого тела. При этом в момент контакта с поверхностью скорость движения КА должна быть снижена до допустимых достаточно малых значений. Ориентация КА должна быть такой, чтобы после контакта посадочного устройства и последующих за ним ударных перегрузок КА сохранил устойчивое положение, которое обеспечивает дальнейшее функционирование КА или его полезной нагрузки. Также важным параметром для большинства КА является разброс места посадки от заданной точки на поверхности планеты. Особенностью посадки на Луну является отсутствие атмосферы. Поэтому торможение и мягкая посадка на

Луну могут осуществляться только с использованием активного метода управления с помощью тормозной двигательной установки посадочного аппарата [2, 3].

Для перспективных КА, предназначенных для исследования Луны, в том числе и пилотируемых, требуется обеспечить следующие параметры движения КА на момент касания поверхности планеты:

– продольная скорость $V_{\text{прод}}$ – 2–3 м/сек;

– боковая скорость $V_{\text{бок}}$ – 1,5 м/сек;

– отклонение продольной оси от местной вертикали – не более 10 град;

– разброс места посадки на поверхности Луны – от ± 20 км до 100 м в зависимости от целей экспедиции.

Посадка на поверхность Луны может осуществляться с падающей траектории или с орбиты ИСЛ. В данном случае рассматривается следующая схема полета: КА выводится на перелетную траекторию, при подлете к Луне выдается тормозной импульс, переводящий КА на эллиптическую орбиту

ИСЛ с перицентром 18 км (первое торможение). Затем в перицентре ИСЛ начинает выдаться второй тормозной импульс (второе торможение) для осуществления спуска. На расстоянии 2000 м от поверхности и относительной скорости порядка 10 м/с тормозной двигатель выключается и начинается участок прецизионного торможения [5, 6].

Торможение осуществляется с использованием тормозной двигательной установки.

В состав системы управления и навигации на участке посадки должны входить:

- бесплатформенная навигационная система в составе блока гироскопов, блока акселерометров и вычислителя;

- лазерный высотомер-вертиконт;

- доплеровский измеритель скорости и дальности;

- система выбора места посадки.

Система управления угловым движением должна осуществлять требуемую ориентацию КА на всех участках спуска и мягкой посадки, в том числе обеспечивать отработку программы изменения тангажа. В состав системы управления угловым движением обычно входят гироскопические измерители вектора угловой скорости, входящие в БИНС, и оптические датчики для начальной выставки и определения уходов БИНС. В качестве исполнительных органов системы обычно используются реактивные двигатели ориентации и стабилизации [4, 7].

В данной работе рассматривается управление КА на этапе торможения, сход с орбиты Луны в точке перицентра и торможение до высоты над поверхностью 2000 м и решаются следующие задачи:

1. Выбор программной траектории.

2. Исследование управляемого движения КА на участке второго торможения относительно программной траектории методом математического моделирования.

3. Определение требований к командно-измерительным приборам СУ.

Выбор параметров программной траектории на участке второго торможения

При расчете программной траектории примем следующие допущения:

- будем рассматривать движение абсолютно жесткого КА в плоскости;

- гравитационное поле Луны будем считать центральным [1];

- углы отклонения связанной системы координат КА по рысканью примем равными нулю;

- величину тяги двигателя примем постоянной.

Введем посадочную систему координат (ПСК), у которой ось ОХ направлена от центра Луны на КА в точке включения двигателей торможения. Ось ОУ направлена по полету перпендикулярно оси ОХ. Ось ОZ дополняет систему координат до правой.

Для анализа возможных траекторий первого участка спуска была поставлена краевая задача выбора программы изменения угла тангажа

$$\text{Tan} = \text{Tan}_0 + \text{Tan}_T \cdot t, \quad (1)$$

где Tan_0 – начальное значение программного угла тангажа,

Tan_T – скорость изменения программного угла тангажа.

Решение краевой задачи считалось выполненным, когда при торможении КА с постоянной тягой Р из точки предпосадочной орбиты с заданной высотой перицентра и заданной аномалией КА завершал торможение на заданной высоте H_k при остаточной конечной скорости перемещения V_k .

Для выбора параметров программы изменения угла тангажа были приняты следующие требования:

- предпосадочная орбита должна быть сформирована с высотой перицентра 18 км и высотой апоцентра 100 км;

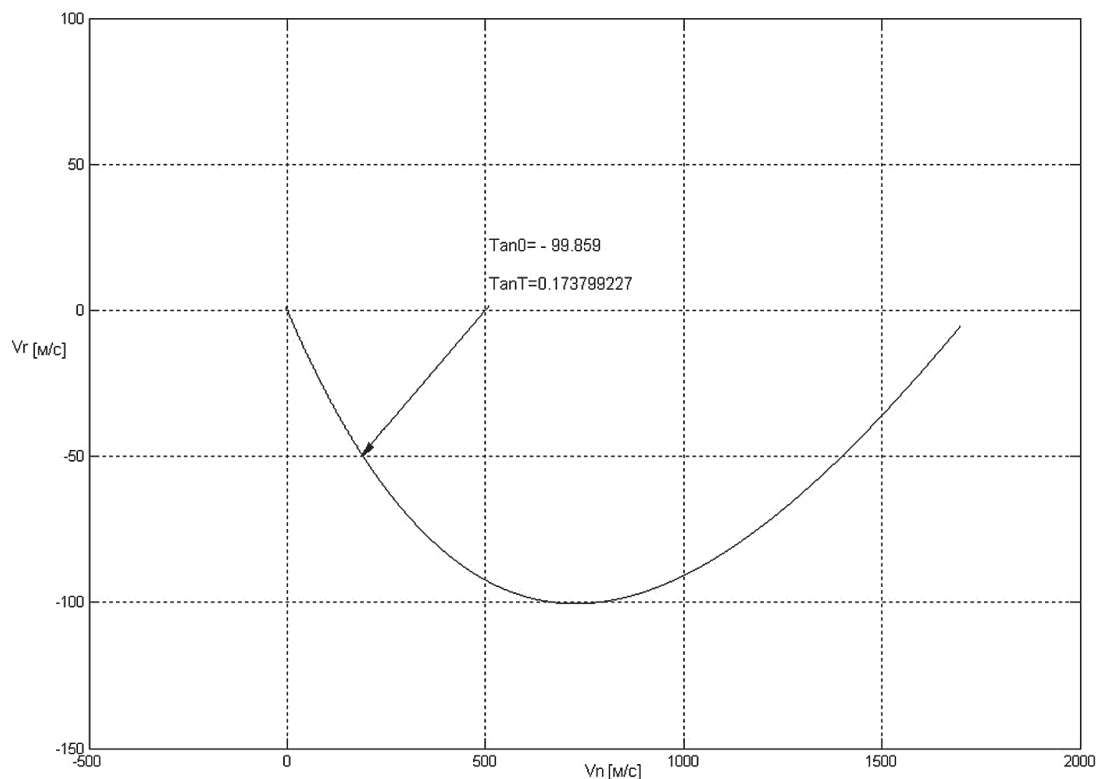
- начальная точка спуска находится в перицентре;

- высота окончания второго торможения 2000 м;

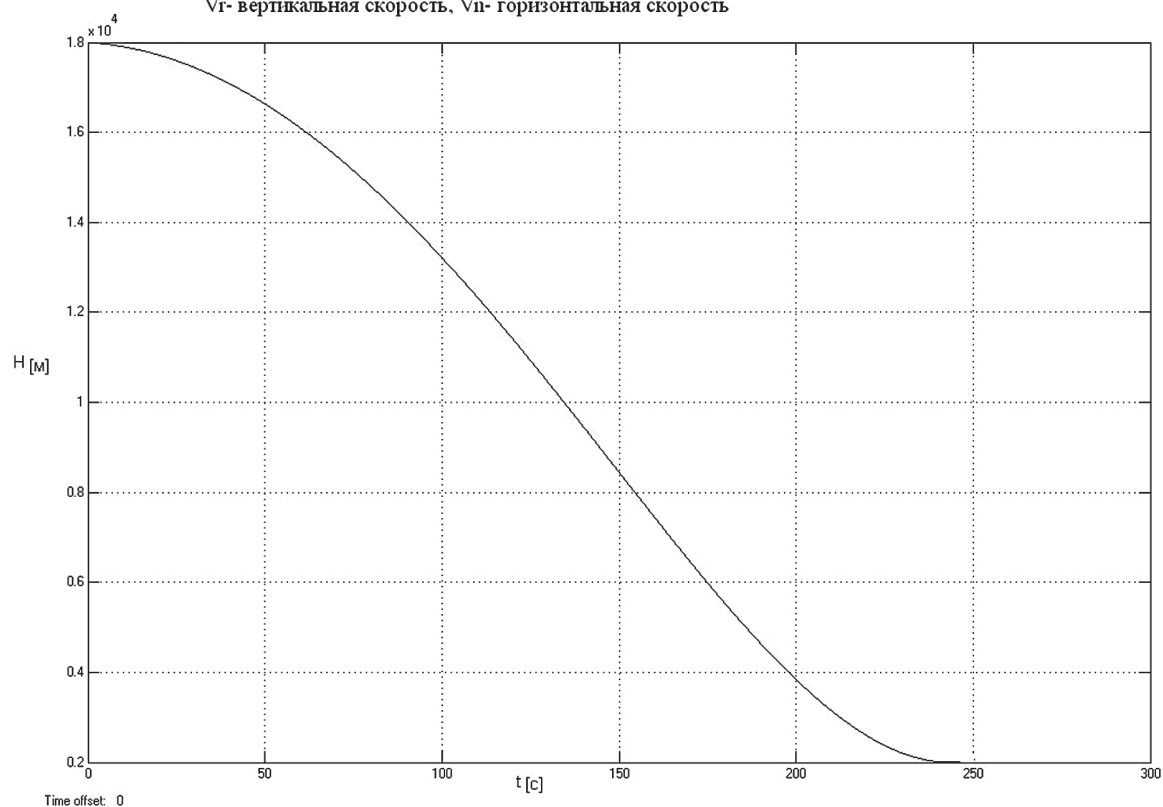
- конечная скорость КА в этот момент 10 м/с.

Результаты моделирования опорной траектории

Методом математического моделирования (перебором реализаций) была выбрана опорная траектория и закон изменения угла



Изменение вертикальной и горизонтальной скорости в процессе торможения.
 V_r - вертикальная скорость, V_n - горизонтальная скорость



Изменение высоты КА при движении по опорной траектории

Рис. 1. Изменение вертикальной и горизонтальной скорости в процессе торможения. V_r – вертикальная скорость, V_n – горизонтальная скорость. Изменение высоты КА при движении по опорной траектории

Fig. 1. Changes in vertical and horizontal velocity during braking. V_r – vertical velocity, V_n – horizontal velocity. The change of the height of the spacecraft during the motion over the reference trajectory

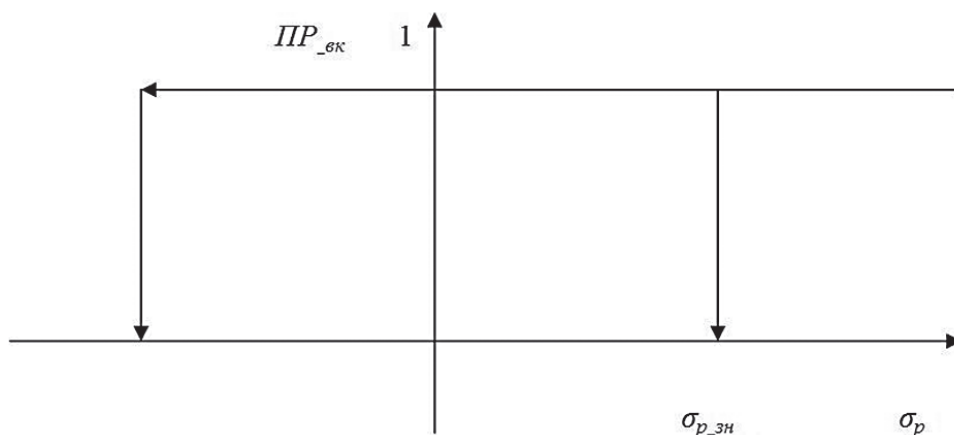


Рис. 2. Релейная функция управления
Fig. 2. Relay Control Function

тангажа КА, обеспечивающего движение по опорной траектории:

- начальный угол тангажа равен -99.859° ($-1,7429$ радиан);
- скорость склонения равна $0,173799227$ град/сек.

В конце этапа торможения горизонтальная скорость равна 0 , вертикальная скорость равна $-3,8 \cdot 10^{-5}$ м/с.

Высота на начало этапа $18\,000$ метров. Высота на момент завершения этапа торможения $2002,5$ метра. [8–10]

На рис.1 приведено изменение вертикальной и горизонтальной скорости КА при невозмущенном движении по опорной траектории и представлено изменение высоты КА при движении по опорной траектории.

Алгоритмы управления на этапе торможения

Будем считать, что тормозная двигательная установка состоит из центрального и четырех периферийных двигателей.

Команда на включение двигателей торможения и начало второго торможения выдается в момент достижения бортовым временем заданного значения $t_{вк}$. Управление тягой 4 периферийных двигателей торможения осуществляется на основе разности

$$\sigma_p = V_{xar_pr} - V_{xar_sch} \quad (2)$$

В процессе выполнения торможения центральный двигатель и два периферийных двигателя постоянно включены. Два других периферийных двигателя включаются или

выключаются с помощью релейной функции управления, вид которой можно записать в виде двухпозиционного релейного звена с гистерезисом.

V_{xar_pr} – программное значение характеристической скорости, задаваемое в Полетном задании как функция времени;

V_{xar_sch} – вычисленное по информации БИБ бортовой машиной текущее значение характеристической скорости;

σ_p – управляющий сигнал по тяге;

$PP_{вк}$ – признак включения/выключения двух периферийных двигателей;

$PP_{вк} = 0$ команда на выключение двигателей;

$PP_{вк} = 1$ команда на включение двигателей;

$\sigma_{p_зн}$ – величина зоны нечувствительности по отклонению характеристической скорости от программного значения;

Управление углом ориентации вектора тяги в канале тангажа осуществляется в соответствии с алгоритмом: управляющий сигнал управления двигателями стабилизации формируется следующим образом

$$\sigma_v = v_{np} - v_{счисл} \quad (3)$$

где $v_{счисл}$ – вычисленное по информации БИБ бортовой машиной текущий угол отклонения продольной оси КА от оси ОХ посадочной системы координат;

v_{np} – программное значение угла тангажа, которое состоит из трех составляющих

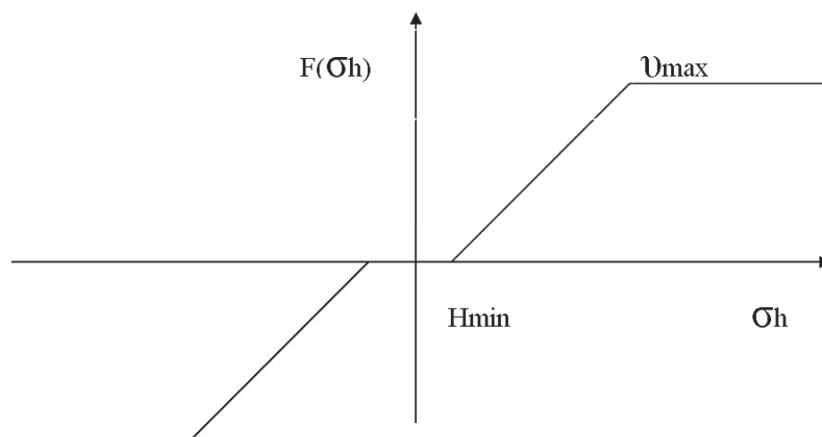


Рис. 3. Функция управления высотой
Fig. 3. The function of height control

$$v_{np} = v_0 + v_{t0(t_{вк-t})} + F(\sigma h), \quad (4)$$

где v_0 – начальное значение программы изменения угла тангажа;

v_{t0} – скорость склонения тангажа;

$F(\sigma h)$ – функция управления высотой, вид которой представляет собой линейную функцию с зоной нечувствительности и ограничением, вид которой представлен на рис. 3.

$$\sigma h = k_n(H_{np} - H_{изм}), \quad (5)$$

где H_{min} – величина зоны нечувствительности по высоте;

v_{max} – максимальное отклонение от программы угла тангажа для управления высотой полета;

k_n – коэффициент усиления по высоте.

Включение/выключение двигателей стабилизации формируется с помощью релейной функции управления, вид которой можно записать в виде трехпозиционного релейного звена.

Результаты исследований движения КА относительно программной траектории

Основной задачей проведенного исследования было определение точностных и динамических характеристик системы управления, обеспечивающей мягкую посадку на Луну. Управление осуществлялось относительно ранее выбранной опорной траектории.

На рис. 4 представлены результаты в виде графиков, полученные при моделировании системы управления движением КА, на участке торможения. При моделировании были использованы модели реальных прибо-

ров и учтены следующие возмущающие факторы:

– δ_{x1} – погрешность установки акселерометра относительно связной оси КА OX1;

– ΔK – погрешность масштабного коэффициента акселерометра;

– W_0 – погрешность «нулевого» сигнала акселерометров;

– δ_{H1} – погрешность установки высотомера относительно связной оси КА OX1;

– ΔH – погрешность масштабного коэффициента высотомера;

– ΔK_d – погрешность масштабного коэффициента датчика угловых скоростей (ДУС);

– δ – погрешность установки ДУС относительно связной оси КА OX1;

– W_0 – погрешность «нулевого» сигнала ДУС.

На момент завершения этапа торможения горизонтальная скорость КА равна 0, вертикальная скорость равна – 1,81 м/с.

Начальная высота 18 000 м. Высота на момент завершения этапа торможения 1944,7 м [8–10].

Затем, для того чтобы определить влияние параметров на систему управления, было проведено моделирование с разбросом начальных условий, разбросом параметров КА и разбросом параметров системы управления.

К разбросам параметров КА относятся:

– разброс массы КА (δm);

– разброс удельной тяги ($\delta R_{уд}$).

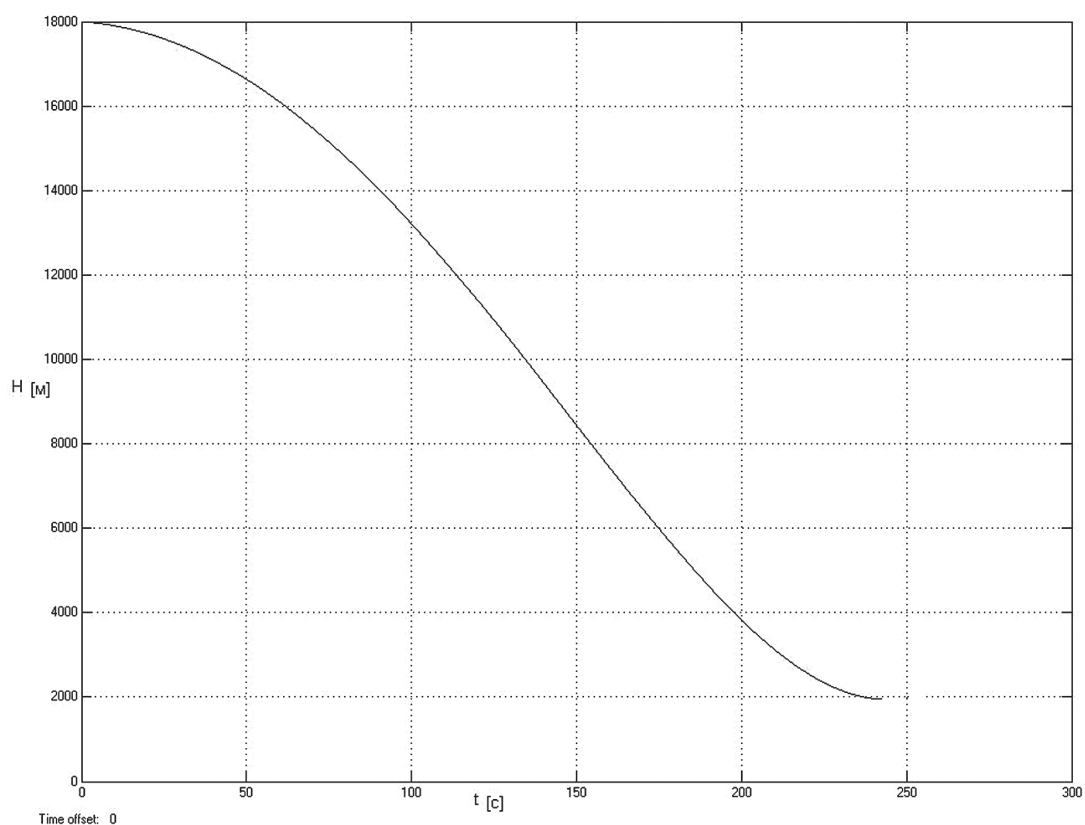
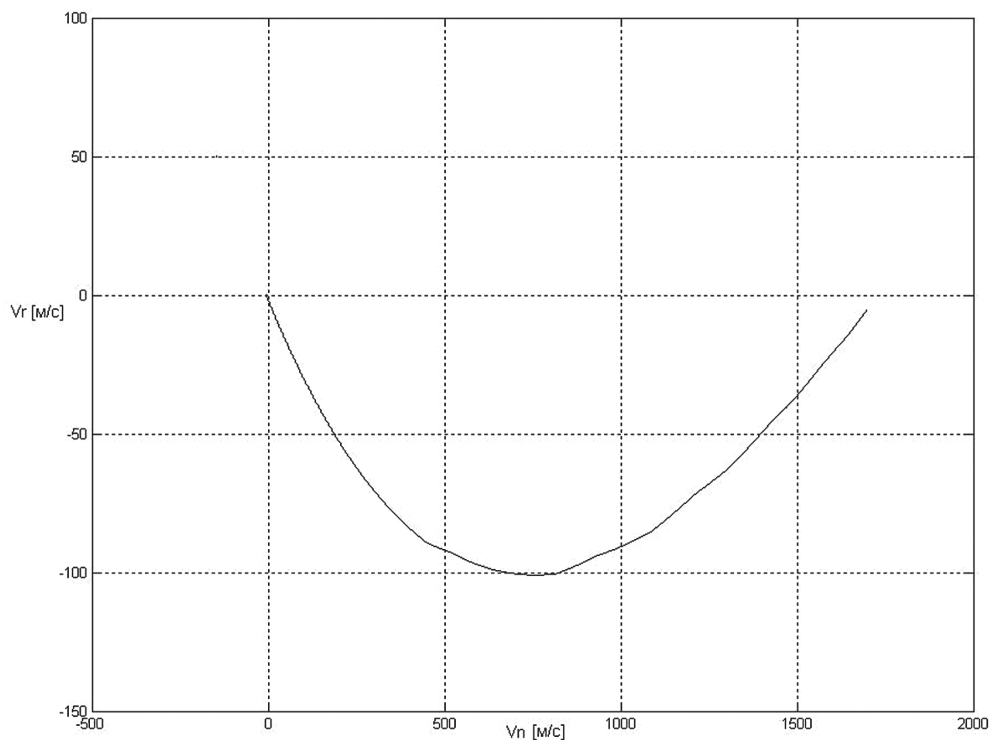


Рис. 4. Изменение вертикальной и горизонтальной скорости модели КА в процессе торможения и изменение высоты КА на участке торможения

Fig. 4. The measurement of vertical and horizontal velocity of a spacecraft model during braking and measurement of height of spacecraft at the braking phase

**Исходные данные по возмущающим факторам (ВФ) и их влиянию
на точность системы управления**
Initial data on the disturbing factors (DF) and their impact on the accuracy of the control system

№ № п\п	Обозначение ВФ и величина		Отклонение по высоте в метрах от опорной траектории		Отклонение по скорости в м/с от опорной траектории	
	Обознач.	Величина	знак ВФ «+»	знак ВФ «-»	знак ВФ «+»	знак ВФ «-»
1	δm	5 %	50,9	-147,85	16,22	-18,82
2	δR_{ud}	5 сек.	-103,5	27,5	-0,735	-1,65
3	δV_{x0}	0.01 м/сек	-27,9	-21,8	-0,727	-0,705
4	δV_{y0}	5 м/сек	-42,1	0,282	-36,85	-2,5
5	δH_0	50 м	32,47	9,5	0,47	-1,7
6	δ_{x1}	40 угл.сек	-57,78	-57,78	-1,81	-1,81
7	ΔK	0,05 %	-57,79	-57,78	-1,81	-1,81
8	\dot{W}_0	0,003 м/с ²	-57,78	-57,78	-1,81	-1,81
9	δ_{n1}	1 град.	142,3	142,12	1,825	1,825
10	ΔH	0.001 %	-90,66	-53,56	-1,88	-2,11
11	ΔK_d	0,0005 %	-71,02	-48,85	-2,6	-1,5965
12	δ	40 угл.сек	-26,37	-26,32	-0,998	-0,998
13	W_0	1 °/час	-53,36	-37,38	-2,8117	-1,167

К разбросам начальных условий:

– погрешность начальной скорости

КА по оси ОХ (δV_{x0});

– погрешность начальной скорости

КА по оси ОУ (δV_{y0});

– погрешность знания начальной высоты (δH_0);

К разбросам параметров системы управления относятся погрешности:

– установки акселерометра относительно связной оси КА ОХ1;

– масштабного коэффициента акселерометра,

– «нулевого» сигнала акселерометров;

– установки высотомера относительно связной оси КА ОХ1;

– масштабного коэффициента высотомера;

– масштабного коэффициента ДУС;

– установки ДУС относительно связной оси КА ОХ1;

– «нулевого» сигнала ДУС.

Было просчитано отклонение по высоте и по скорости от опорной траек-

тории. Результаты приведены в таблице [8–10].

Из таблицы видно, что на точность системы управления на участке торможения наибольшее влияние оказывают погрешности разброса массы КА и погрешности измерительной части системы – высотомера.

Моделирование управляемого движения с разработанными алгоритмами показало, что при выбранном составе системы управления и заданных разбросах параметров КА и начальных условий движения может быть обеспечена точность в конце основного участка торможения 200 м по положению и 10 м/с по скорости.

Библиографический список

1. Солодов, А.В. Инженерный справочник по космической технике. Издание 2-е, переработанное и дополненное / А.В. Солодов. – М.: Военное изд-во мин-ва обороны СССР. – 1977.
2. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. – 407 с.
3. Разыграев, А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: учеб. пос. для вузов / А.П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

4. Бровкин, А.Г. Бортовые системы управления космическими аппаратами: учеб. пос. / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, и др. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.
5. Кинг-Хили, Д. Теория орбит искусственных спутников в атмосфере / Д. Кинг-Хили. – М.: Мир, 1966. – 191 с.
6. Красовский, Н.Н. Теория управления движением / Н.Н. Красовский. – М.: Наука, 1968.
7. Решетнев, М.Ф. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев, В.А. Бартнев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 336 с.
8. Дьяконов, В.П. Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink5/6. Основы применения / В.П. Дьяконов // Серия «Библиотека профессионала». – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. – 800 с.
9. Дьяконов, В.П. Simulink 5/6/7: Самоучитель / В.П. Дьяконов. – М.: ДМК-Пресс, 2008. – 784 с.
10. Кетков, Ю.Л. MATLAB 7: программирование, численные методы / Ю.Л. Кетков, А.Ю. Кетков. С.-Пб.: БХВ-Петербург, 2005.

RESEARCH AND DEVELOPMENT OF SPACECRAFT CONTROLLED MOTION ALGORITHMS DURING THE DESCENT TO THE MOON SURFACE

Novoselov A.S., FSUE TsNIIMash

novoselov_artem@live.ru

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The article presents a study of motion control of a perspective spacecraft (SC) while its landing on the moon, when the deviations of motion parameters from program values are the control signals for the correction of the real motion. The shape of the navigation and control system at the landing phase is determined, the algorithms of the control system of automatic spacecraft are presented, preliminary results of controlled movement modeling based on the algorithms worked out are presented. Program motion of spacecraft during the organization of landing requires a complex multi-parameter optimization for its definition. At the same time as the optimized parameters there are: transfer orbit parameters, the thrust of the braking engine, mass characteristics of the structure, the composition of measuring devices of the control system. The landing program consists of two phases:

- Braking phase, which included the braking of the SC from the orbital velocity of about 1700 m / s to 10 m / s;
- Precision motion phase, which included the freefall of the SC after stopping the braking engine, and then its re-start and the actual landing.

We consider the control of spacecraft at the braking phase (the descent from the Moon orbit at the periapsis and braking up to the height of 2000 m above the surface) and the following tasks are being solved:

- the choice of the programmed trajectory;
- The research of the controlled spacecraft motion at the phase of the second braking by means of mathematical modeling, regarding the programmed trajectory.

The algorithms and programs to optimize the program trajectories of a spacecraft which performs the descent to the Moon have been presented. The program trajectory of a spacecraft controlled motion at the descent phase has been calculated. The algorithms and programs for the research of a spacecraft controlled motion at the descent phase have been worked out. The study of accuracy and dynamic characteristics of a spacecraft control system at the descent phase with the given spread in the parameters of the product and in the initial conditions has been carried out.

Keywords: control system, the controlled movement of spacecraft, spacecraft movement optimization program.

References

1. Solodov A.V. *Inzhenernyy spravochnik po kosmicheskoy tekhnike* [Engineering Handbook on Space Technology]. Moscow: Military Publishing House of the Ministry of Defence. 1977.
2. Sikharulidze Yu.G. *Balistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistika and guidance of aircraft]. Moscow: BINOM. Knowledge Laboratory, 2011. 407 p.
3. Razygraev A.P. *Osnovy upravleniya poletom kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of flight control of spacecraft]. Moscow: Machinery, 1990. 480 p.
4. Brovkin A.G., Burdygov B.G., i dr. *Bortovye sistemy upravleniya kosmicheskimi apparatami* [The onboard systems of space vehicles: Textbook]. Moscow: Publishing House of MAI-PRINT, 2010. 304 p.
5. King-Khili D. *Teoriya orbit iskusstvennykh sputnikov v atmosfere* [Healy theory of orbits of artificial satellites in the atmosphere]. Moscow: Mir, 1966. 191 p.
6. Krasovskiy H.H. *Teoriya upravleniya dvizheniem* [The theory of motion control]. Moscow: Nauka, 1968.
7. Reshetnev M.F., Lebedev A.A., Bartenev V.A. *Upravlenie i navigatsiya iskusstvennykh sputnikov Zemli na okolostrukovnykh orbitakh* [Control and navigation of satellites on circular orbits]. Moscow: Engineering, 1988. 336 p.
8. D'yakonov V. P. *Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink5/6. Osnovy primeneniya. Seriya «Biblioteka professionala»* [Matlab 6.5 SP1 / 7 + Simulink5 / 6. Fundamentals of application. Series "library professional"]. Moscow: SOLON-Press, 2005. 800 p.
9. D'yakonov V.P. *Simulink 5/6/7: Samouchitel'* [Simulink 5/6/7: Teach]. Moscow: DMK-Press, 2008. 784 p.
10. Ketkov Yu. L., Ketkov A. Yu. *MATLAB 7: programmirovaniye, chislennyye metody* [MATLAB 7: programming, numerical methods]. BHV-Petersburg Publishing House, 2005.

СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА НА ОСНОВЕ АЛГОРИТМА ОПТИМИЗАЦИИ ЧИСЛЕННЫХ РЕШЕНИЙ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫХ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

В.Г. ДИНЕЕВ, *нач. лаб. ФГУП ЦНИИмаш, акад. РАКЦ, д-р техн. наук,*
 С.В. ЛЕВИН, *инженер ФГУП ЦНИИмаш,*
 Д.В. ЛАЗАРЕВ, *инженер ФГУП ЦНИИмаш,*
 О.А. УСПЕНСКАЯ, *вед. инженер ФГУП ЦНИИмаш,*
 В.Г. ДУДКО, *проф. каф. САУ МГУЛ, канд. техн. наук,*
 В.А. ЕСАКОВ, *проф. каф. САУ МГУЛ, канд. техн. наук,*
 Г.Ф. ЗЕМЛЯНОЙ, *проф. каф. САУ МГУЛ, канд. техн. наук*

caf-sau@mgul.ac.ru

МОО «Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского»
 125047, Москва, ул. Бутырский вал, дом 18, строение 2

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
 141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4
 ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
 141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Рассматривается алгоритм оптимизации параметров регулятора в области решений многокритериальных задач управления движением на основе численного определения пересечения множества решений, удовлетворяющих заданным критериям. Решается задача, в которой к основному алгоритму управления движением – алгоритму стабилизации программного движения – подключается алгоритм компенсации средствами управления ряда возмущающих факторов, в частности, алгоритм управления по ветровому возмущению, предназначенный для минимизации ветрового угла атаки. По результатам численных оценок функционалов были построены контуры равных значений функционалов в области настраиваемых параметров, по которым построены области с минимальными значениями функционалов. По пересечению областей выбираются общие настройки алгоритмов для разных критериев, которые могут обеспечить устойчивость и управляемость. Реализация закона управления требует измерения всех переменных состояний объекта управления, однако доступны непосредственным измерениям не все компоненты вектора состояния системы, а лишь некоторая их часть или некоторые их линейные комбинации. Это объясняется тем, что выходными величинами объекта служат лишь отдельные комбинации этих компонент. Выходной вектор объекта имеет размерность меньшую размерности вектора состояния. Решение этих задач синтеза оптимальных наблюдателей состояния линейных стационарных динамических объектов может выполняться методами современного и классического вариационного исчисления с использованием системы уравнений Эйлера, Эйлера–Пуассона и необходимых условий оптимальности в форме усиленных условий. Рассматриваются свойства управляемости и наблюдаемости непрерывной системы и особенности постановки детерминированных задач об оптимальном наблюдении состояния линейных стационарных обыкновенных непрерывных динамических систем.

Ключевые слова: система управления, алгоритм оптимизации, регулятор.

В практике проектирования СУ сложными динамическими объектами требуется проводить синтез СУ при необходимости выполнения ряда критериев, связанных с функционированием объекта в процессе его движения. К таким критериям можно отнести требования по быстродействию, качеству переходных процессов, ограничениям по ряду параметров – перегрузкам, углам отклонения органов управления, углам атаки, допустимым нагрузкам элементов конструкции и др. характеристикам [1–7].

В частности, типовой задачей управления является задача, когда к основному алгоритму управления движением – алгоритму

стабилизации программного движения – подключается алгоритм компенсации средствами управления ряда возмущающих факторов. Таким примером для ЛА в плотных слоях атмосферы является сочетание ПИД регулятора δ_g для стабилизации углового движения

$$\delta_g = a_0(\vartheta + T_d \vartheta') \quad (1)$$

с алгоритмом управления по ветровому возмущению. В этом случае к ПИД-регулятору подключается алгоритм управления по углу атаки δ_g^w , предназначенный для разворота ЛА на ветер

$$\delta_g^w = a_0(\vartheta - \alpha_w) + T_d \vartheta'. \quad (2)$$

Поскольку СУ должна работать как при наличии ветрового возмущения α_w , так и

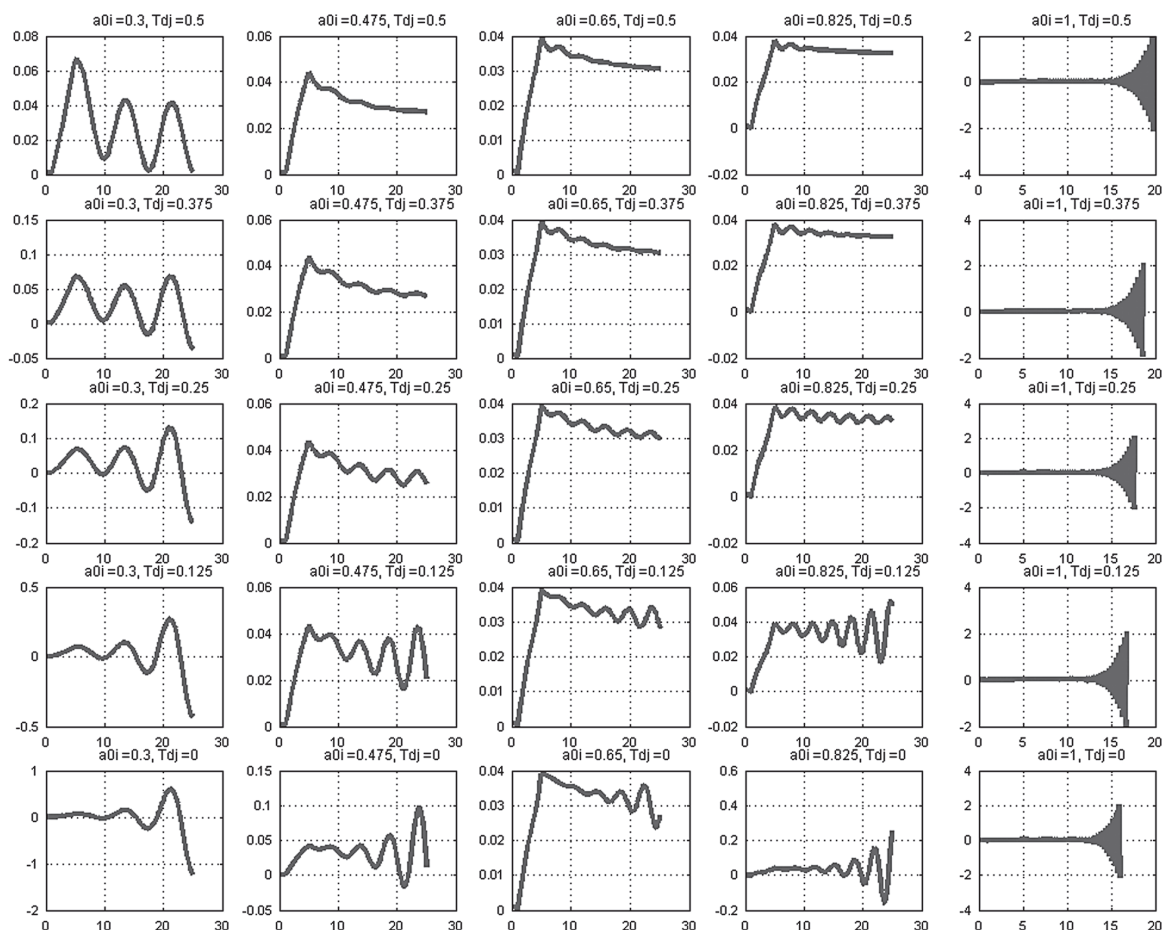


Рис. 1. Процесс получения численных оценок функционала 1 в области параметров a_0 и T_d :

$$a_{0min} \leq a_0 \leq a_{0max}, T_{dmin} \leq T_d \leq T_{dmax}$$

Fig. 1. The process of obtaining numerical values of functional 1 in the parameters of a_0 and T_d :

$$a_{0min} \leq a_0 \leq a_{0max}, T_{dmin} \leq T_d \leq T_{dmax}$$

при его отсутствии, необходимо при выборе коэффициентов настроек a_0 и T_d рассмотреть два критерия:

1. Минимизация угла атаки при управлении (1). Для поиска решения рассмотрен функционал

$F1(a_0, T_d) = \max|\alpha(\delta_g(a_0, T_d))|_{0 \leq t \leq T}$ – максимальная величина угла атаки при движении на отрезке времени $[0, T]$ при выбранных параметрах регулятора a_0 и T_d ;

2. Минимизация угла атаки при управлении (2). Для поиска решения рассмотрен функционал

$F2(a_0, T_d) = \max|\alpha(\delta_g^w(a_0, T_d))|_{0 \leq t \leq T}$ – максимальная величина угла атаки при движении на отрезке времени $[0, T]$ при выбранных параметрах регулятора a_0 и T_d .

В этом случае задача синтеза формализуется в задачу определения такой настройки

коэффициентов a_0 и T_d , которая может обеспечить одновременно минимальные величины функционалов 1 и 2 во всей области настроек параметров регулятора

$$\begin{matrix} a_{0min} \leq a_0 \leq a_{0max} \\ T_{dmin} \leq T_d \leq T_{dmax} \end{matrix} \quad (3)$$

что в данной работе достигается путем определения пересечения множеств решений, удовлетворяющих заданным критериям 1 и 2.

Синтез проведен для типового объекта [1], состав датчиков которого позволяет получать на борту оценки ветрового возмущения α_w . Для этого кроме датчиков угла требуется датчик поперечных перегрузок.

Уравнения движения ЛА как твердого тела в плоскости тангажа имеют вид [1]

$$\begin{matrix} y'' = a_{y\vartheta} \vartheta + a_{y'y'} y' + a_{y\delta} \delta_g \\ \vartheta'' = a_{\vartheta\vartheta} \vartheta + a_{\vartheta'y'} y' + a_{\vartheta\delta} \delta_g \end{matrix} \quad (4)$$

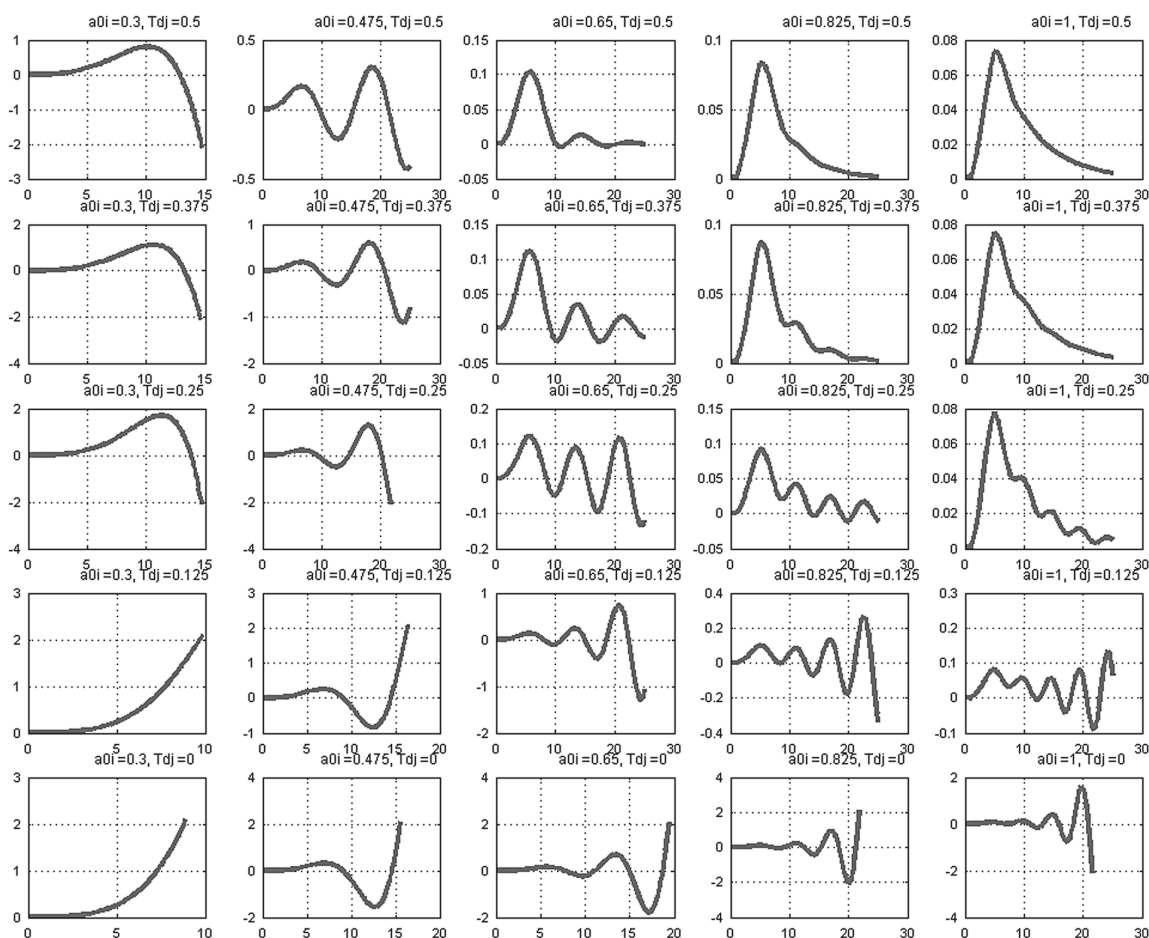


Рис. 2. Процесс получения численных оценок функционала 2 в области параметров a_0 и T_d :

$$a_{0\min} \leq a_0 \leq a_{0\max}, T_{d\min} \leq T_d \leq T_{d\max}$$

Fig. 2. The process of obtaining numerical values of functional 2 in the parameters a_0 and T_d :

$$a_{0\min} \leq a_0 \leq a_{0\max}, T_{d\min} \leq T_d \leq T_{d\max}$$

По уравнениям (4) можно получить оценку полного угла атаки

$$\tilde{\alpha} = \frac{y_1'' - a_{y\delta} \cdot \delta_g}{a_{y\alpha}}$$

Путем подключения или отключения в процессе моделирования [8–10] оценки ветрового угла атаки в алгоритм управления были получены численные оценки функционалов 1 и 2 в области их настроек (3). Процесс получения функционалов 1 и 2 проиллюстрирован на рис. 1, 2. По результатам численных оценок функционалов были построены контуры равных значений функционалов 1 и 2, представленные на рис. 3 и 4. Из вида контуров следует, что в плоскости параметров a_0 и T_d области с минимальными значениями функционалов имеют небольшое пересечение, в котором могут быть выбраны общие настройки алгоритмов (1) и (2) и которые могут обеспечить

устойчивость и управляемость. На рис. 3, 4 отмечена выбранная рабочая точка настройки коэффициентов a_0 и T_d .

По этим областям были выбраны параметры a_0 и T_d , обеспечивающие одновременно минимальные величины функционалов 1 и 2 во всей области настроек параметров регулятора, выбранная настройка отмечена на этих рисунках.

Результаты моделирования с общими настройками для алгоритмов 1 и 2 приведены на рис. 5, 6.

Как следует из результатов моделирования, выбранная настройка позволяет найти приемлемое решение, удовлетворяющее различным критериям. Так, при работе алгоритма 1 обеспечивается устойчивость движения и при работе алгоритма 2 обеспечивается минимизация угла атаки.

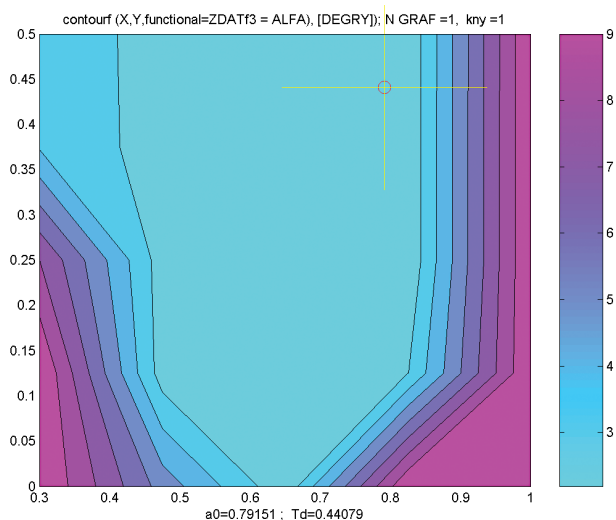


Рис. 3. Контуры равных значений для функционала 1 в области параметров a_0 и T_d $a_{0\min} \leq a_0 \leq a_{0\max}$, $T_{d\min} \leq T_d \leq T_{d\max}$

Fig. 3. The contours of equal values for functional 1 in the parameters a_0 and T_d $a_{0\min} \leq a_0 \leq a_{0\max}$, $T_{d\min} \leq T_d \leq T_{d\max}$

Реализация законов управления требует измерения всех переменных состояний объекта управления. Обычно, однако, доступны непосредственным измерениям не все компоненты вектора состояний системы, а лишь некоторая их часть или некоторые их линейные комбинации. Это объясняется тем, что выходными величинами объекта служат лишь отдельные комбинации этих компонент. Выходной вектор объекта имеет размерность, меньшую размерности вектора состояния.

Все эти обстоятельства указывают на необходимость способов и устройств, которые позволяли бы косвенно оценивать переменные состояния, малодоступные или вовсе недоступные прямым измерениям. Эти способы и устройства должны основываться на использовании информации о входных (управляющих) воздействиях, выходных измеряемых величинах и уравнениях движения объекта управления, которые предполагаются известными. Ниже рассматривается случай линейных стационарных непрерывных динамических объектов автоматического управления.

Построение оптимальных наблюдателей состояния динамических систем начинается с постановки задачи. Постановка этой задачи включает два этапа. Сначала

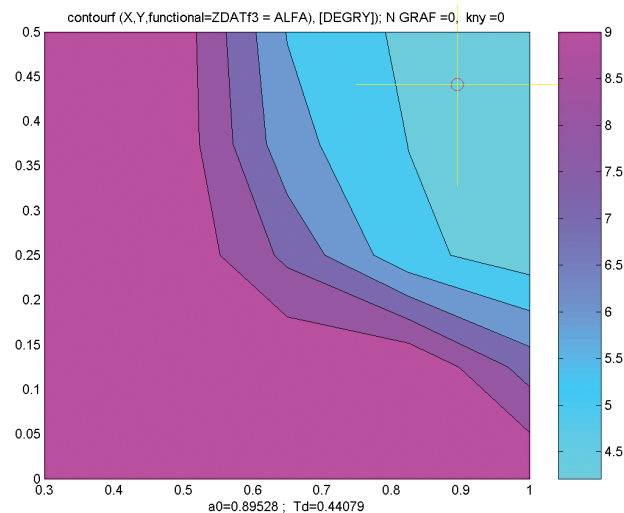


Рис. 4. Контуры равных значений для функционала 2 в области параметров a_0 и T_d $a_{0\min} \leq a_0 \leq a_{0\max}$, $T_{d\min} \leq T_d \leq T_{d\max}$

Fig. 4. The contours of equal values for functional 2 in the parameters a_0 and T_d $a_{0\min} \leq a_0 \leq a_{0\max}$, $T_{d\min} \leq T_d \leq T_{d\max}$

выполняется содержательная (описательная) постановка задачи, а затем на основе анализа сущности этой постановки и использования физических и других закономерностей, которым подчиняются протекающие в управляемом объекте процессы, формулируют математическую постановку задачи синтеза оптимального наблюдателя состояния заданной динамической системы. Математическая постановка задач данного типа для непрерывных динамических систем включает получение математического описания объекта управления, например, в виде дифференциальных уравнений, представленных в нормальной форме Коши; выявление выходных доступных измерению величин объекта и составление для них уравнений измерений (наблюдений); определение, в случае необходимости, основных свойств и характеристик внешних воздействий и граничных условий; составление математических выражений для минимизируемых критериев оптимальности, например, в виде функционалов, отражающих все основные качественные требования, предъявляемые к синтезируемой системе наблюдения. Наиболее часто считают, что минимизируемый критерий должен характеризовать точность оценки вектора состояния объекта.

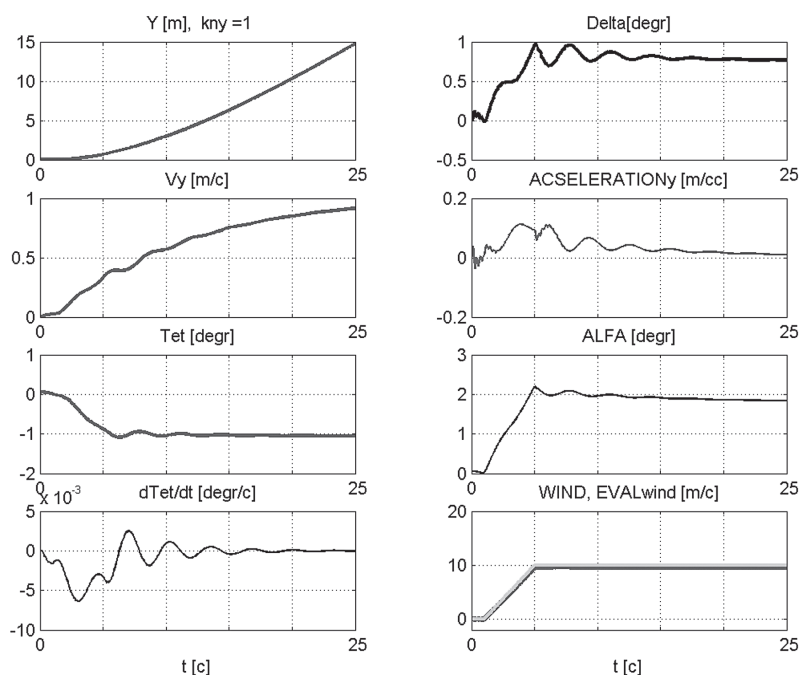


Рис. 5. Результаты моделирования с общими настройками для алгоритма 1: Y – координата ЦМ (м), V_y – скорость движения ЦМ(м/с), Tet – угол тангажа($^{\circ}$), $dTet/dt$ – скорость объекта в плоскости тангажа($^{\circ}/c$), $Delta$ – несогласование по каналу тангажа($^{\circ}$), $ACCELERATIONy$ – ускорение ЦМ (м/с 2), $Alfa$ – угол атаки($^{\circ}$), $Wind$, $EVALwind$ – скорость ветра (м/с)

Fig. 5. The results of the modeling with the general settings for the algorithm 1: Y – MC coordinate (m), V_y – velocity of the MC (m/s), Tet – pitch ($^{\circ}$), $dTet/dt$ – the velocity of the object in the plane of the pitch ($^{\circ}/c$), $Delta$ – mismatch in the pitch channel ($^{\circ}$), $ACCELERATIONy$ – MC acceleration (m/s 2), $Alfa$ – angle of the attack ($^{\circ}$), $Wind$, $EVALwind$ - wind speed (m/s)

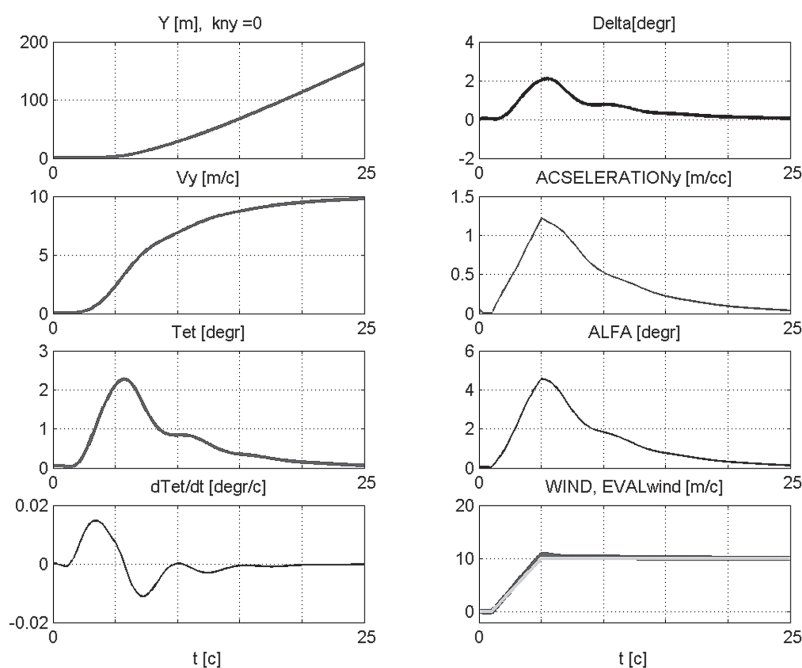


Рис. 6. Результаты моделирования с общими настройками для алгоритма 2: Y – координата ЦМ (м), V_y – скорость движения ЦМ(м/с), Tet – угол тангажа($^{\circ}$), $dTet/dt$ – скорость объекта в плоскости тангажа($^{\circ}/c$), $Delta$ – несогласование по каналу тангажа($^{\circ}$), $ACCELERATIONy$ – ускорение ЦМ (м/с 2), $Alfa$ – угол атаки($^{\circ}$), $Wind$, $EVALwind$ – скорость ветра (м/с)

Fig. 6. The results of the modeling with the general settings for the algorithm 2: Y – MC coordinate (m), V_y – velocity of the MC (m/s), Tet – pitch ($^{\circ}$), $dTet/dt$ – velocity of the object in the plane of the pitch ($^{\circ}/c$), $Delta$ – mismatch in the pitch channel ($^{\circ}$), $ACCELERATIONy$ – MC acceleration (m/s 2), $Alfa$ – angle of the attack ($^{\circ}$), $Wind$, $EVALwind$ - wind speed (m/s)

Задача синтеза оптимальных наблюдателей состояния динамических систем может ставиться в стохастической или детерминированной постановке в зависимости от того, учитываются или нет случайные помехи, действующие на наблюдаемый объект автоматического управления. Рассмотрим особенности постановки детерминированных задач об оптимальном наблюдении состояния линейных стационарных обыкновенных непрерывных динамических систем.

Пусть задан линейный стационарный непрерывный динамический объект управления с сосредоточенными параметрами следующим векторно-матричным дифференциальным уравнением в нормальной форме Коши

$$\dot{X} = AX + BU, \quad (5)$$

где $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}^T$ – вектор состояния объекта;

$U = \{u_1, u_2, \dots, u_m\}^T$ – вектор управления объекта;

$A = \{a_{ij}\}_{n,m}$, $B = \{b_{ij}\}_{n,m}$ – заданные постоянные матрицы объекта.

Уравнение (5) описывает динамику изменения во времени вектора состояния объекта. Для того чтобы математическое описание объекта было полным, к его дифференциальному уравнению динамики (5) должно быть добавлено дополнительно второе алгебраическое уравнение вида

$$Y = CX, \quad (6)$$

где $Y = \{y_1, y_2, \dots, y_r\}^T$ – вектор выходных измеряемых переменных объекта;

$C = \{c_{iv}\}_{r,n}$ – заданная постоянная матрица, $r < n$. (7)

Это уравнение (6) устанавливает связь неизвестного и недоступного непосредственным измерениям вектора состояния объекта с его выходным вектором, каждая компонента которого доступна измерению. Подаваемый на вход объекта вектор управления также полностью доступен измерению.

Итак, имеется следующая информация: вид уравнений (5), (6) объекта управления, то есть его структура, с известными всеми матрицами, то есть параметрами, входящими в эти уравнения; доступный измерению выходной вектор объекта; доступный измерению входной вектор управления объекта. Опираясь на

знание указанных матриц управляющего и выходного векторов объекта, необходимо оценить вектор состояния объекта управления. Оценку вектора состояния данного динамического объекта (5) будем обозначать через \hat{X}

$$\hat{X}(t) = \{\hat{x}_1(t), \hat{x}_2(t), \dots, \hat{x}_n(t)\}^T. \quad (8)$$

Близость этой текущей оценки (8) к истинному текущему значению вектора состояния

$$X(t) = \{x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)\}^T \quad (9)$$

будем характеризовать вектором текущей ошибки

$$\tilde{X}(t) = X(t) - \hat{X}(t). \quad (10)$$

Требуется по известным параметрам и структуре объекта (5), (6) и наблюдаемым входному и выходному векторам этого объекта построить линейную стационарную динамическую систему, которая давала бы на выходе такую оценку (8) вектора состояния (9) объекта (5), чтобы ошибка (10) с течением времени стремилась к нулю

$$\tilde{X}(t) \rightarrow 0 \text{ при } t \rightarrow \infty. \quad (11)$$

Такую динамическую систему называют динамическим идентификатором состояния объекта (5), (6).

Для того чтобы создаваемый динамический идентификатор обладал высокой эффективностью, его стремятся строить с использованием методов классического или современного вариационного исчисления.

Если такая динамическая система построена так, что достигается минимум функционала вида

$$J = \int_0^{\infty} \left(\frac{1}{2} \tilde{X}^T Q \tilde{X} + \dot{\tilde{X}}^T R \dot{\tilde{X}} \right) dt \rightarrow \min; \quad (12)$$

$$Q^T = Q = \{q_{iv}\}_{n,n} > 0, R^T = R = \{r_{iv}\}_{n,n} > 0,$$

то полученный идентификатор состояния объекта будет оптимальным по квадратичному критерию точности (12).

Решение этих задач синтеза оптимальных наблюдателей состояния линейных стационарных динамических объектов может выполняться методами современного и классического вариационного исчисления с использованием системы уравнений Эйлера, Эйлера–Пуассона и необходимых условий оптимальности в форме усиленных условий Лежандра

Цифровая реализация полученных алгоритмов при переходе от аналогового (не-

прерывного) управления объектом к дискретному (цифровому) управлению связана с решением следующих основных задач:

1. Определение возможности использования закона управления объектом, полученного для непрерывного временного процесса в аналоговой форме, при его преобразовании в закон дискретного управления (и как такое преобразование осуществить).

2. Учет потери информации в системе в результате дискретизации, запаздывания сигнала при передаче информации, связанного со временем, необходимым для осуществления вычислительных процедур, оценка погрешности квантования.

3. Расчет допустимого периода квантования (дискретизации) сигнала.

Исходя из этого проведем анализ взаимосвязи характеристик непрерывного (аналогового) и дискретного (цифрового) управления.

Пусть непрерывная система описывается уравнениями

$$\dot{x}(t) = A_c x(t) + b_c u(t), y(t) = c_c x(t), \quad (13)$$

а полученная в результате ее дискретизации дискретная система

$$x[i+1] = Ax[i] + bu[i], y[i] = cx[i], \quad (14)$$

где матрицы

$$A = e^{A_c T}, b = \int_0^T e^{A_c \tau} d\tau b_c, c = c_c, \quad (15)$$

имеют соответственно размерности $A_c (n \times n)$, $b_c (n \times 1)$, $c_c (1 \times n)$.

В первую очередь рассмотрим собственные числа η_i матрицы A_c , являющиеся полюсами непрерывной системы и собственные векторы w_i .

Из соотношений

$$A_c w_i = \eta_i w_i, A_c^2 w_i = \eta_i^2 w_i, \dots, A_c^k w_i = \eta_i^k w_i, \dots \quad (16)$$

$$\begin{aligned} e^{A_c T} w_i &= \{I + A_c T + A_c^2 T^2 / 2! + \dots + A_c^k T^k / k! + \dots\} w_i = \\ &= w_i + \eta_i T w_i + \eta_i^2 T^2 w_i / 2! + \dots + \eta_i^k T^k w_i / k! + \dots = \\ &= (1 + \eta_i T + \eta_i^2 T^2 / 2! + \dots + \eta_i^k T^k / k! + \dots) w_i = e^{\eta_i T} w_i. \end{aligned} \quad (17)$$

Отсюда, если λ_i – собственные числа матрицы A то

$$A w_i = \lambda_i w_i, \text{ где } \lambda_i = e^{\eta_i T} \quad (18)$$

и собственные векторы для λ_i , как и в случае непрерывной системы, также имеют вид w_i . При этом дискретная система может иметь кратные полюса λ_i даже при отсутствии кратности η_i . Тогда, если отсутствует кратность η_i ,

собственные векторы w_i линейно независимы, т. е., другими словами, собственная структура A есть простая структура.

Из выражения (18) следует, что условие $|\lambda_i| < 1$ тождественно условию $\text{Re}\{\eta_i\} < 0$ и при асимптотической устойчивости непрерывной системы (13) дискретная система (14) также асимптотически устойчива, причем верно и обратное утверждение. При дискретизации неустойчивой (колебательной) моды непрерывной системы она ненаблюдаема из $y[i]$. Колебательный процесс скрыт и не проявляется в момент выборки. Однако отсутствие наблюдаемости справедливо не для всех переменных состояния. Справедливо и обратное утверждение. Такая мода может проявляться также в течение переходного процесса между точками выборки $y[i, m]$.

Кроме того, если для двух различных полюсов η_i и η_j непрерывной системы с совпадающими действительными частыми

$$\eta_i = \eta_j + j2k\pi/T \quad (k = \pm 1, \pm 2, \dots), \quad (19)$$

удовлетворяется условие $e^{\eta_i T} = e^{\eta_j T}$, то в соответствующей дискретной системе они совпадают: $\lambda_i = \lambda_j$. Следовательно, область комплексной S -плоскости, которая соответствует непрерывной системе, так называемая центральная область (полюсы в диапазоне мнимых значений от $-j\pi/T$ до $j\pi/T$), однозначно соответствует комплексной Z -плоскости дискретной системы.

Перейдем теперь к свойствам управляемости и наблюдаемости. В целом можно сказать, что если имеют место управляемость и наблюдаемость непрерывной системы, то и соответствующая дискретная система практически для любого периода T характеризуется наличием свойств управляемости и наблюдаемости. В тех отдельных случаях, когда у дискретной системы отсутствуют эти свойства, непрерывная система имеет два полюса η_i и η_j с совпадающей действительной частью, и при этом период выборки T должен удовлетворять условию (19).

Из сказанного следует вывод, когда все полюса непрерывной системы лежат в центральной области, можно утверждать о наличии управляемости и наблюдаемости дискретной системы, если эти свойства имеются у соответствующей непрерывной системы.

Несмотря на определенные трудности, докажем условие управляемости, если имеет место выражение (19). Примем для упрощения, что непрерывная система управляема при отсутствии кратности полюсов η_i . Тогда в результате диагонального преобразования

$$x(t) = Tz(t); \quad T = [w_1, \dots, w_n],$$

где w_i – собственные вектора матрицы A_c , получим диагональную каноническую систему в виде

$$\dot{z}(t) = \begin{bmatrix} h_1 & & 0 \\ & h_2 & \\ 0 & & \ddots \\ & & & h_n \end{bmatrix} z(t) + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_n \end{bmatrix} u(t),$$

$$y(t) = [\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n]z(t). \quad (20)$$

С другой стороны, w_i – это также собственные вектора полюсов λ_i дискретной системы. Действуя аналогично через координатное преобразование дискретной системы $x[i] = Tz[i]$, будем иметь

$$z[i+1] = \begin{bmatrix} \lambda_1 & & 0 \\ & \lambda_2 & \\ 0 & & \ddots \\ & & & \lambda_n \end{bmatrix} z[i] + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_n \end{bmatrix} u[i]$$

$$y(i) = [\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n]z(i). \quad (21)$$

Отметим, что полюса η_i не кратные, однако возможна кратность собственных чисел λ_i . Поэтому диагональная каноническая форма отсутствует только в этом случае, т.е. отсутствуют условия управляемости и наблюдаемости $b_i \neq 0$, $\gamma_i \neq 0$. Кроме того, из равенства $c = c_c$ следует, что коэффициенты γ_i уравнений выхода совпадают, а из рассмотренных зависимостей

$$T^{-1}e^{A_c t}T = \text{diag}(e^{\eta_1 t}, \dots, e^{\eta_n t}); \quad (22)$$

$$T^{-1}b = \int_0^T T^{-1}e^{A_c \tau} T d\tau \cdot T^{-1}b_c =$$

$$= \text{diag} \left(\int_0^T e^{\eta_1 \tau} d\tau, \dots, \int_0^T e^{\eta_n \tau} d\tau \right) \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_n \end{bmatrix} \quad (23)$$

следует, что β_j и b_i находятся в соотношении

$$b_i = \int_0^T e^{\eta_i \tau} d\tau \beta_i = \begin{cases} (e^{\eta_i T} - 1)\beta_i / \eta_i, & \text{при } \eta_i \neq 0, \\ T\beta_i, & \text{при } \eta_i = 0. \end{cases} \quad (24)$$

Условие управляемости для непрерывной системы при наличии диагональной канонической формы (20) заключается в том, что $b_i \neq 0$ ($\forall i$). Пусть выражение (19) несо-

стоятельно. В этом случае $\lambda_i \neq \lambda_j$, дискретная система (21) также представляется в виде диагональной канонической формы и $b_i \neq 0$ – условие управляемости. Из выражения (24) при $T \neq 0$ видно, что равенство $b_i = 0$ имеет место только в частном случае наличия полюсов $\eta_i = j2k\pi/T$. Однако матрица A_c – действительная, и обязательно наличие сопряжение полюсов $\eta_i = -j2k\pi/T$, что определяет состоятельность выражения (19). Таким образом, можно утверждать, что из несостоятельности выражения (19) следует также управляемость и дискретной системы. Пусть теперь выражение (19) состоятельно. В этом случае даже при $\eta_i \neq \eta_j$ имеет место равенство $\lambda_i = \lambda_j$, и следовательно, управляемость для дискретной системы отсутствует. Проверим это утверждение. Условие управляемости не меняется даже при координатном преобразовании, поэтому для дискретной системы ранг матрицы

$$[zI_n - \tilde{A}, \tilde{b}] = \begin{bmatrix} z - \lambda_1 & & 0 & b_1 \\ & z - \lambda_2 & & b_2 \\ & & \ddots & \vdots \\ 0 & & & z - \lambda_n & b_n \end{bmatrix} \quad (25)$$

остаётся неизменным и равным n для любых z . Если $z = \lambda_p$, то $z - \lambda_i = z - \lambda_j = 0$, и, следовательно, i -я и j -я строки этого выражения абсолютно не зависят от значений b_i, b_j и являются линейно зависимыми.

В связи с этим ранг матрицы (25) не превышает значения $n-1$, и значит управляемость отсутствует. Аналогичное доказательство можно привести и для оценки наблюдаемости.

Таким образом, рассмотренные в данной работе алгоритмы оптимизации решений многокритериальных задач управления движением позволяют найти приемлемое решение поставленной задачи, удовлетворяющее различным критериям.

Библиографический список

1. Колесников, К.С. Динамика ракет: Учебник для вузов. 2-е изд., исправл. и доп. / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.
2. Колесников, К.С. Жидкостная ракета как объект регулирования / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 1971.
3. Остославский, И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1989. – 410 с.

4. Есаков, В.А. Основы теории и проектирования систем автоматического управления: Учеб. пособие / В.А. Есаков, Г.Ф. Земляной, В.Г. Дудко. – М.: МГУЛ, 2011. – 103 с.
5. Динеев, В.Г. Учет случайных разбросов параметров систем регулирования сложных систем и возмущающих воздействий в задачах динамики ракетно-космической техники / В.Г. Динеев, Э.А. Колоезный, М.И. Ковригин, И.В. Теплова // Доклад на международной научно-технической конференции «К.Э. Циолковский – 140 лет со дня рождения. Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика». – Рязань, 1997.
6. Казаков, И.Е. Статистическая динамика нелинейных автоматических систем / И.Е. Казаков, Б.Г. Доступов. – М.: Физматгиз, 1962.
7. Карачаров, К.А. Введение в техническую устойчивость движения / К.А. Карачаров, А.Г. Пилютник. – М.: GIFML, 1962.
8. Дьяконов, В. Matlab 6/6.1/6.5 Simulink 4/5. Основы применения / В. Дьяконов. – М.: Солон Пресс, 2002. – 630 с.
9. Черных, И.В. Simulink: среда создания инженерных приложений. Под общ. ред. к. т. н. В.Г. Потемкина / И.В. Черных. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2003. – 496 с.
10. Бужинский, В.А. Моделирование управляемого движения ракеты-носителя как материальной точки в среде Matlab: учеб.-мет. пособие / В.А. Бужинский, В.Г. Динеев, Э.А. Колоезный, В.И. Лапыгин. – М.: МГУЛ, 2006. – 36 с.

THE SYNTHESIS OF CONTROLLERS BASED ON THE NUMERICAL OPTIMIZATION ALGORITHM OF MULTICRITERIA MOTION CONTROL PROBLEMS

Dineev V.G., TsNIIMash, Acad. RAC, Dr. Sci. (Tech.); **Levin S.V.**, TsNIIMash; **Lazarev D.V.**, TsNIIMash; **Uspenskaya O.A.**, TsNIIMash; **Dudko V.G.**, prof. MGUL, Ph.D (Tech.); **Esakov V.A.**, prof. MGUL, Ph.D (Tech.); **Zemlyanoy G.F.**, prof. MGUL, Ph.D (Tech.)

caf-sau@mgul.ac.ru

Russian Academy of Cosmonautics by K.E. Tsiolkovsky (RACTs) Butyrsky Val, 18, Buil. 2, Moscow, 125047, Russia
 Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia
 Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischy, Moscow reg., Russia

The algorithm for the optimization of the controller parameters in the solutions of multi-criteria motion control problems based on the numerical determination of the intersection of the set of solutions that satisfy the specified criteria is regarded. The problem, in which a main motion control algorithm – the algorithm of programmed motion stabilization – is connected with the algorithm of compensation of a number of disturbing factors by certain control means, in particular, the control algorithm for wind disturbances designed to minimize the wind angle of the attack is being solved. According to the results of the numerical estimates of functionals the contours of equal values of the functionals in the sphere of adjustable parameters were constructed. The areas with minimal values of functionals were constructed according to them. According to the crossing of the areas, general settings of the algorithms for different criteria that can provide stability and control are selected. The implementation of the control law requires the measurement of all the variable states of the controlled object, however, not all the components of the system state vector can be measured directly, but only some of them or some of their linear combinations. It can be explained by the fact that the output values of the object are only certain combinations of these components. The output vector of the object has a smaller dimension than that one of the state vector. The solution of these problems of synthesis of optimal observers of the state of linear stationary dynamic objects can be carried out using the methods of modern and classical variable calculations with the use of the Euler and Euler-Poisson equations and necessary optimality conditions in the form of the enhanced conditions. The control and observation characteristics of the continuous system and the features of posing deterministic problems concerning the optimal observation of the state of ordinary linear stationary continuous dynamic systems are regarded.

Keywords: control system, optimization algorithm, controller.

References

1. Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Dynamics missile]. Moscow: Mechanical Engineering, 2003, 520 p.
2. Kolesnikov K.S. *Zhidkostnaya raketa kak ob'ekt regulirovaniya* [Liquid rocket as an object of regulation]. Moscow: Mechanical Engineering, 1971.
3. Ostoslavskiy I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov* [Flight Dynamics. The trajectories of aircraft]. Moscow: Engineering, 1989. 410 p.
4. Esakov V.A., Zemlyanoy G.F., Dudko V.G. *Osnovy teorii i proektirovaniya sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Fundamentals of the theory and design of automatic control systems]. Moscow: MSFU, 2011, 103 p.
5. Dineev V.G., Kolozeznyy E.A., Kovrigin M.I., Teplova I.V. *Uchet sluchaynykh razbrosov parametrov sistem regulirovaniya slozhnykh sistem i vozmushchayushchikh vozdeystviy v zadachakh dinamiki raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Accounting for random variation of parameters of control systems of complex systems and disturbances in the dynamics of space rocket technology]. Report at the International scientific conference “K.E. Tsiolkovsky - 140 years since the birth. Space. Radio electronics. Geoinformatics”, Ryazan, 1997.
6. Kazakov I.E., Dostupov B.G. *Statisticheskaya dinamika nelineynykh avtomaticheskikh sistem* [Statistical dynamics of nonlinear automatic systems]. Moscow: Fizmatgiz, 1962.
7. Karacharov K.A., Pilyutik A.G. *Vvedenie v tekhnicheskuyu ustoychivost' dvizheniya* [Introduction technical driving stability]. Moscow: GIFML, 1962.
8. D'yakonov V. *Matlab 6/6.1/6.5 Simulink 4/5. Osnovy primeneniya* [Matlab 6 / 6.1 / 6.5 Simulink 4/5. Fundamentals of application]. Moscow: Solon Press, 2002. 630 p.
9. Chernykh I.V. *Simulink: sreda sozdaniya inzhenernykh prilozheniy* [Simulink: environment for creation of engineering applications]. Moscow: Dialog-MIFI, 2003. 496 p.
10. V.A. Buzhinskiy, V.G. Dineev, E.A. Kolozeznyy, V.I. Lapygin. *Modelirovanie upravlyаемого dvizheniya rakety-nositelya kak material'noy tochki v srede Matlab* [Simulation of controlled motion launcher as a material point in the environment Matlab]. Moscow: MSFU, 2006. 36 p.

ОПТИМИЗАЦИЯ АЛГОРИТМОВ ОРГАНИЗАЦИИ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В УСЛОВИЯХ УПРАВЛЕНИЯ БОЛЬШИМ КОЛИЧЕСТВОМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.Ю. КУТОМАНОВ, инженер ФГУП ЦНИИмаш

a.y.kutomanov@gmail.com

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Баллистико-навигационное обеспечение полета – достаточно долгий и ресурсоемкий процесс, в условиях постоянно увеличивающейся группировки космических аппаратов общее время баллистических расчетов непрерывно растет. При нынешнем темпе увеличения числа объектов, обслуживаемых в Центре управления полетами (ЦУП), фактор увеличения времени на баллистическое обслуживание аппаратов в скором времени станет критичным. На данный момент для каждого космического аппарата разрабатывается собственный программный комплекс, зачастую дублирующий функции аналогичных комплексов для других аппаратов. Такой комплекс ставится на отдельные персональные компьютеры (основной и дублирующий) и работает лишь некоторое время для проведения оперативных расчетов. В остальное время вычислительные мощности персонального компьютера простаивают. Как правило, такие комплексы написаны в однопоточном режиме и не используют все возможности многоядерных центральных процессоров. Для увеличения эффективности работы баллистической службы в условиях постоянно увеличивающейся группировки КА предлагается изменить подход к организации баллистических расчетов. Для этого необходимо объединить программные баллистические комплексы для обслуживания разных КА на одном вычислительном сервере. При организации баллистических расчетов на одной платформе необходимо использовать алгоритм параллельных вычислений. Этот алгоритм позволяет более эффективно использовать ресурсы центральных процессоров, объединенных на сервере, и сократить время простоя вычислительных мощностей. В настоящей статье рассматриваются вопросы снижения времени расчетов баллистической информации для постоянно расширяющейся группировки космических аппаратов, а также представлено сравнение времени стандартных баллистических расчетов по существующим и предложенным методикам.

Ключевые слова: космические аппараты, баллистико-навигационное обеспечение полета, оптимизация вычислений.

Согласно основным положениям государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 г. и дальнейшую перспективу с каждым годом планируется постепенное наращивание космической группировки. Этот факт предполагает модернизацию процесса создания и обслуживания космических аппаратов (КА). Одной из самых ресурсоемких задач обслуживания КА является задача баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полета, поэтому увеличение группировки КА для системы БНО является критическим фактором.

На данном этапе структура БНО полета КА состоит из множества отдельных комплексов программ, зачастую разрабатывающихся для каждого КА отдельно. Основные проблемы такого подхода состоят в следующем:

- дублирование друг друга;
- неспособность к оперативному расширению списка решаемых задач;
- неспособность к адаптации для управления другими КА;
- отсутствие поддержки многозадачности при выполнении расчетов.

На сегодняшний день алгоритмы организации стандартных баллистических расчетов предполагают последовательное выполнение стандартных процедур, синхронизированных в одном потоке, т. е. вся баллистическая информация рассчитывается постепенно. При управлении одним КА такой подход оправдан, так как время последовательного расчета сравнительно небольшого объема баллистических задач, как правило, не критично. Кроме того, при таком подходе нет необходимости контролировать правильную последовательность выполнения расчетов, так как для одного аппарата она всегда неизменна. Однако такой подход предполагает разработку и обслуживание программных комплексов под каждый аппарат отдельно, что с увеличением группировки КА приведет к большим трудозатратам, расширению информационно-вычислительных средств системы БНО и резкому увеличению времени расчетов при попытке сократить количество программных комплексов. На рис. 1 показан анализ загруженности центрального процессора при прогнозировании движения двух объектов

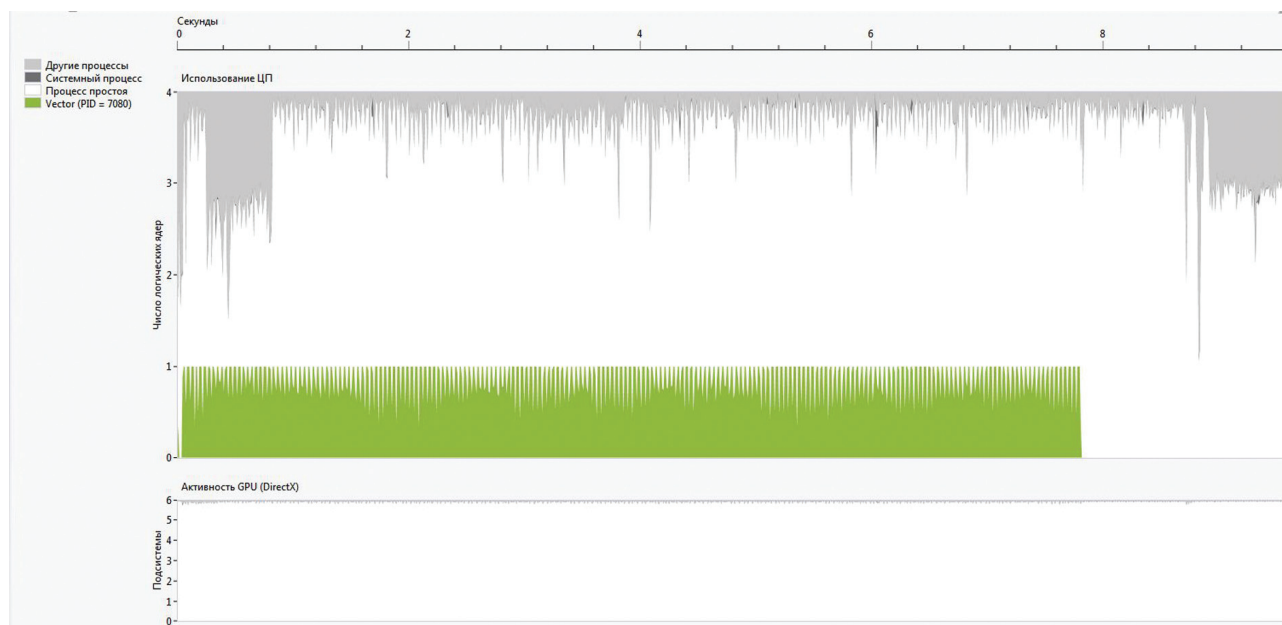


Рис. 1. Загрузка ядер центрального процессора

Fig. 1. The load of CPU cores

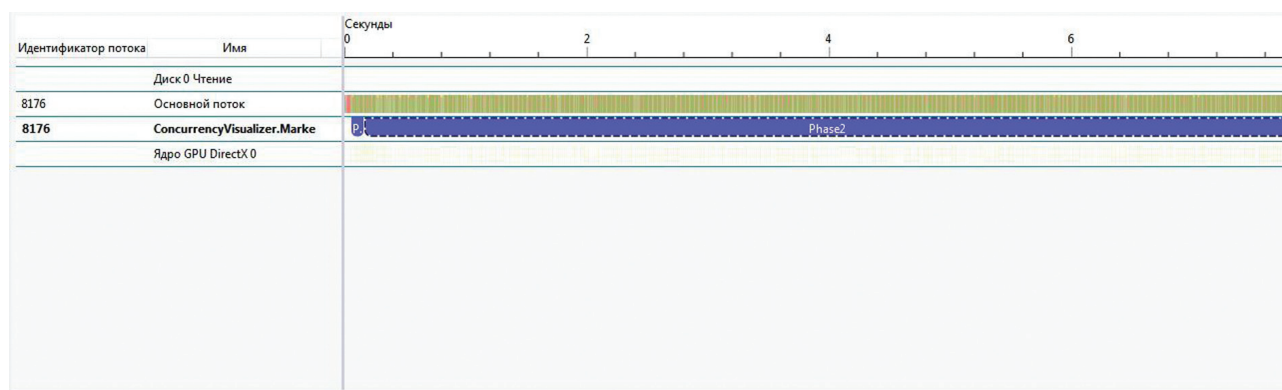


Рис. 2. Потоки выполнения

Fig. 2. Performance streams

для разного количества витков. Анализ проводился на компьютере с 4-ядерным процессором Intel(R) Xeon(R), частотой 2.66 ГГц. Как видно из рисунка, из четырех процессоров загружен только один (зеленый цвет), остальные процессоры заняты служебными операциями (серый цвет). На рис. 2 зеленым цветом выделены задействованные потоки, а синим выделены времена выполнения операций прогноза (Phase 1 и Phase2). Как видно из рис. 2, для того чтобы запустить операцию прогнозирования движения для второго объекта, сначала необходимо дождаться завершения аналогичной операции у первого.

Такой подход при увеличении количества обслуживаемых КА становится крайне

неэффективным, так как при использовании классического подхода к программированию вся мощность компьютера не используется из-за того, что при последовательном синхронном вычислении процессоры нагружаются по мере увеличения количества задач, т. е. вся полезная нагрузка в основном приходится только на один процессор.

Для решения данной проблемы был доработан алгоритм распределенной организации вычислений [1, 2] для системы БНО полета. Для успешной работы алгоритма (рис. 3) необходимо выполнение всего двух условий:

- возможность выделения независимых задач;

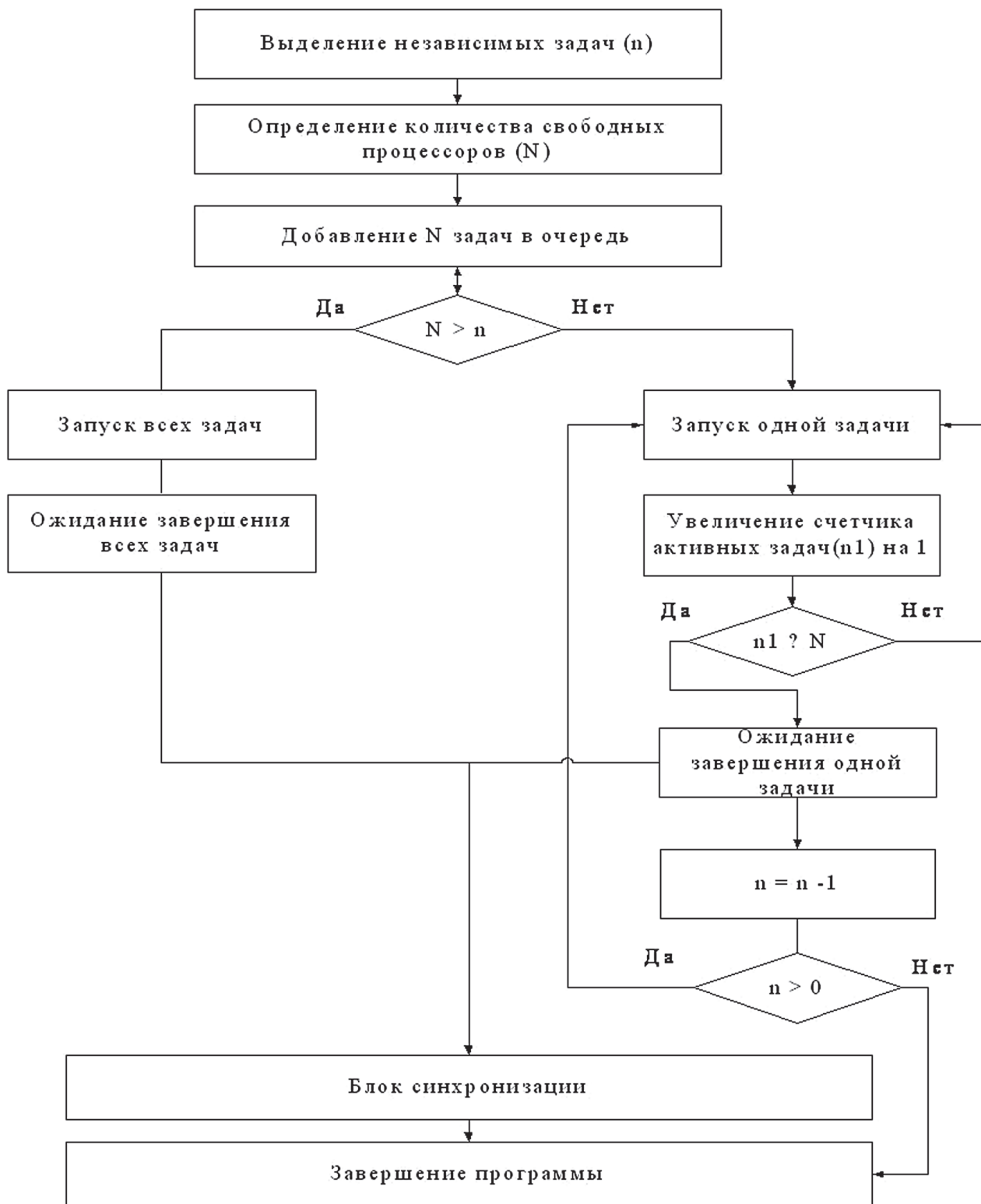


Рис. 3. Алгоритм организации параллельных вычислений
Fig. 3. Algorithm for parallel computing

– наличие свободных вычислительных мощностей.

Под независимыми задачами нужно понимать отдельные баллистические опера-

ции, которые можно проводить без синхронизации друг с другом. Баллистические расчеты для разных КА независимы по определению, поэтому данный алгоритм отлично подходит

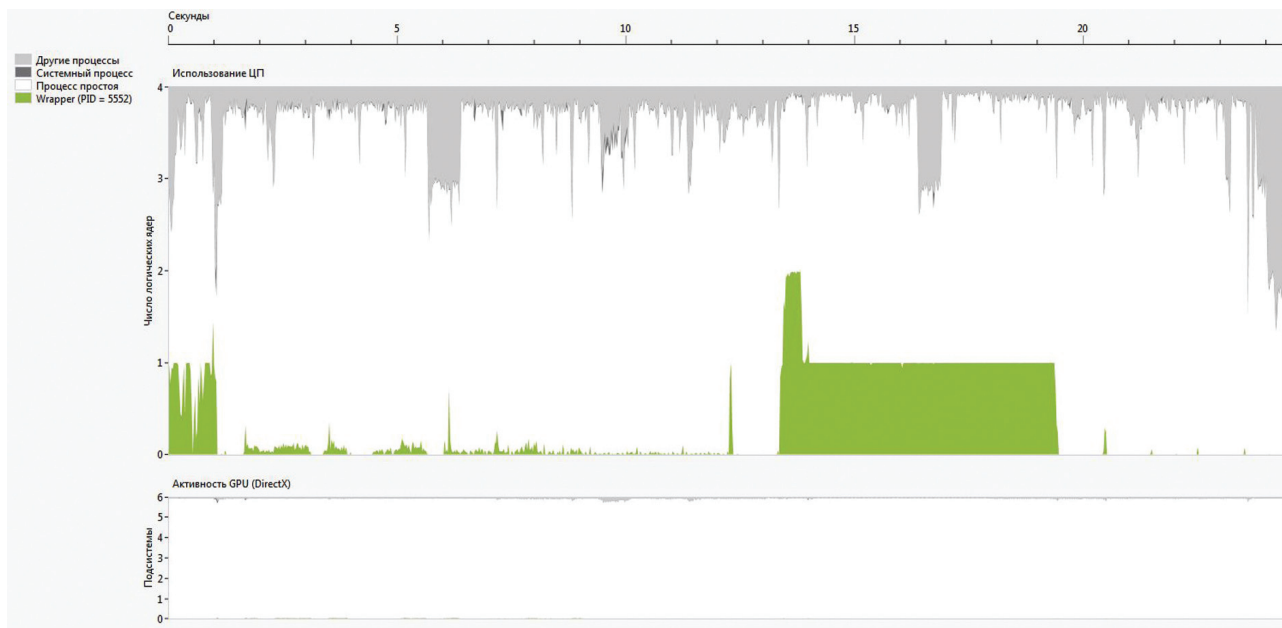


Рис. 4. Загрузка ядер центрального процессора

Fig. 4. The load of CPU cores

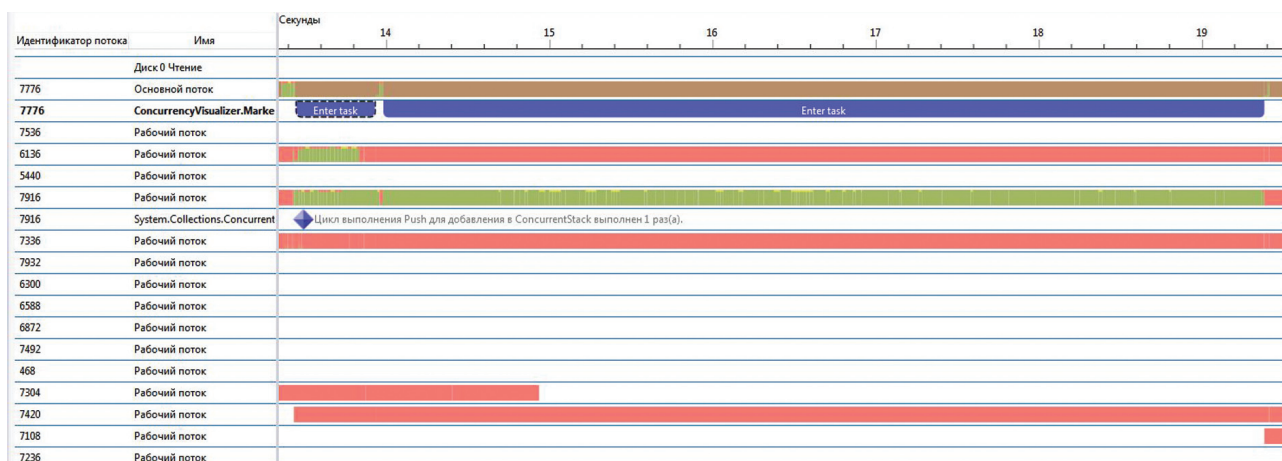


Рис. 5. Поток выполнения параллельных вычислений

Fig. 5. Flows of parallel computing

для управления группировкой КА. Под наличием свободных вычислительных мощностей понимается то, что расчеты должны проводиться на многопроцессорных серверах или персональных компьютерах, что при нынешнем развитии вычислительной техники также не вызывает вопросов. Предполагается, что программный комплекс БНО управления полетами большим количеством КА будет располагаться на основном и дублирующем серверах и будет полностью использовать все их вычислительные мощности.

Для иллюстрации преимуществ использования алгоритма параллельных вычис-

лений была решена та же задача прогнозирования движения для двух объектов. На рис. 4 зеленым цветом показана полезная загрузка ядер центрального процессора. Как можно отметить, для двух задач одновременно используются два процессора. На рис. 5 показаны используемые потоки. Синим цветом выделено время выполнения задач, а зеленым – используемые ресурсы процессора. Задачи запускаются практически одновременно, и к завершению первой задачи часть второй уже завершена. Дополнительные потери во времени при использовании предложенного алгоритма будут иметь место в случае, если



Рис. 6. Загрузка ядер центрального процессора для четырех объектов
 Fig. 6. The load of CPU cores for 4 objects

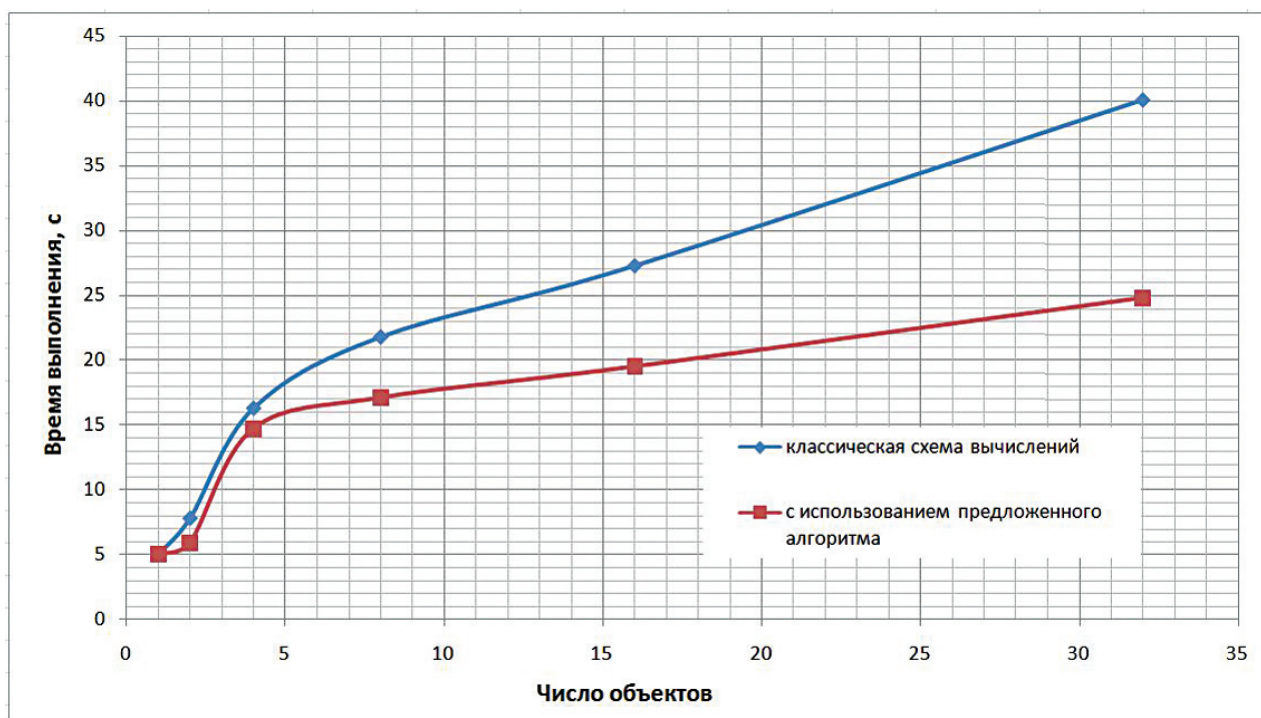


Рис. 7. Сравнение времени работы двух алгоритмов организации вычислений
 Fig. 7. Comparison of the time of work of two algorithms of calculation organizing

необходимо вывести данные пользователю, так как для этого нужна дополнительная синхронизация с пользовательским интерфейсом. Дополнительным фактором, влияющим на время проведения вычислений, является собственная продолжительность операций, т.е. время выполнения операции, изолирован-

ной от остальных. Существуют длительные баллистические операции, время выполнения которых больше 5 с, например прогноз эволюции орбиты на длительном промежутке времени, долгосрочное планирование динамических операций и т. д. Вместе с тем, существуют и короткие операции, время вы-

полнения которых меньше 1 с – это операции, связанные с вычислениями на очень короткий период времени, расчетом простых преобразований координат и т. д. Для таких операций существуют потери во времени при переключении между ядрами процессора, этот эффект будет замечен при проведении большого количества коротких операций, однако из-за небольшого количества таких задач в системе БНО, а также из-за непродолжительности времени их работы этими задачами можно пренебречь.

На рис. 6 зеленым цветом показана загрузка ядер процессора для четырех объектов. Из рисунка видно, что в начале выполнения программы задействованы все вычислительные ресурсы процессора, также можно проследить, как снижается потребляемая вычислительная мощность по мере завершения одновременно запущенных задач.

По результатам работы предложенного алгоритма было проведено сравнение времени выполнения различных задач для разного количества объектов (рис. 7). Как видно из графика, при небольшом количестве объектов эффект от применения алгоритма параллельных вычислений небольшой. Однако с увеличением обслуживаемых КА время выполнения отдельных независимых задач существенно сокращается, при этом характер поведения графика при изменении типа задач (прогнозирование движения, расчет зон радиовидимости, расчет баллистического спуска КА) не меняется. Отдельно необходимо заметить, что эффект от использования нового алгоритма организации вычислений проявляется даже при сравнении результатов работы программы, использующей графический интерфейс, с программой, которая занимается только вычислениями без графического вывода.

Заключение

В настоящее время российская космонавтика активно развивается, и в ближайшем будущем темпы ее развития будут только расти. Этот факт предполагает модернизацию практически всех систем обслуживания КА, в том числе и системы БНО полетами. Пос-

кольку баллистическое обеспечение полетами требует привлечения большого количества вычислительных ресурсов, его модернизация невозможна без симбиоза с новыми технологиями в вычислительной технике. На сегодняшний день практически не осталось однопроцессорных вычислительных серверов, однако классические подходы к организации баллистических расчетов не учитывают этот фактор и расчеты проводятся неэффективно относительно используемых ресурсов. Описанный в статье алгоритм проведения баллистических расчетов решает эту проблему, кроме того, данный алгоритм отлично подходит для управления большим количеством КА, так как основное условие независимости операций для разных КА выполняется по умолчанию. Использование алгоритма распределенных вычислений не ограничивается только БНО полетов группировкой КА, его также можно использовать при организации длительных вычислений для одного КА, например, решение задачи выбора безопасной орбиты захоронения КА, где одновременно решаются задачи перевода КА на эту орбиту и его долговременная эволюция. Единственной сложностью тут станет выделение независимых задач, но эта проблема решается грамотным анализом исходных данных. Исследования показали, что наилучшую эффективность алгоритм показывает при проведении длительных расчетов для большого количества КА, что позволяет сделать вывод о необходимости его использования при построении единой системы БНО полетами постоянно расширяющейся группировкой КА.

Библиографический список

1. Харт. Обработка данных: параллелизм и производительность / М. Джонсон // MSDN Magazine, 2011. – № 1.
2. Даан Лейжен. Оптимизация управляемого кода для многоядерных компьютеров Даан Лейжен, Джад Холл // MSDN Magazine, 2007. – № 10.
3. Жигастова, О.К., Почукаев В.Н. Методика автоматизированного планирования полета автоматических околоземных космических аппаратов / О.К. Жигастова, В.Н. Почукаев // Вестник Московского авиационного института, 2012. – № 3.
4. Кудрявцев, С.И. Алгоритмы оперативного контроля и управления движением КА на конечном участке спуска по внешнетраекторной информации: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.09. / С.И. Кудрявцев. – М., 1988.

5. Андреевский, В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю / В.В. Андреевский. – М.: Машиностроение, 1970.
6. Дудар, Э.Н. Управление боковым траекторным движением космического аппарата в атмосфере / Э.Н. Дудар, В.А. Ярошевский // Космические исследования. – Т. XXII. – Вып. 2. – 1984.
7. Иванов, Н.М. Баллистика и навигация ЛА / Н.М. Иванов, А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 1986.
8. Иващенко, Н.Н. Автоматическое регулирование. Теория и элементы систем / Н.Н. Иващенко. – М.: Машиностроение, 1978.
9. Кудрявцев, С.И. Особенности точного наведения пилотируемых космических аппаратов на конечном участке их спуска. ЦНИИмаш / С.И. Кудрявцев // Сб. РКТ. – Сер. IX. – Вып. 1. – 1990.
10. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, 1982.

OPTIMIZATION OF BALLISTIC AND NAVIGATION SUPPORT MISSION ORGANIZATION FOR LARGE NUMBER OF SPACECRAFTS CONTROL

Kutomanov A.Yu., FSUE TsNIIMash

a.y.kutomanov@gmail.com

Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

Ballistic and navigation mission support is a considerably long and resource-taking process. Nowadays the number of spacecraft is constantly growing and thus time for ballistic and navigation calculations is growing too. If the rate of growth of spacecraft number manned by mission control center maintains, the factor of time increase for ballistic and navigation calculations can become critical in near future. At the moment every spacecraft has its own ballistic software complex. In many cases this software complex duplicates many functions performed by another ballistic software complex worked out for another spacecraft. This software complex is installed to separate удалит personal computers (main and replacing) and works for only a limited period of time to make operative calculations. During other time computing powers of personal computers do not work. As a rule such software complexes are developed in a “mono thread” style and they do not use all the resources of multi-core center processors. To increase the efficiency of work of ballistic service in the conditions of constantly growing spacecraft number, it is suggested to change the approach to the organization of ballistic calculations. New approach consists in the integration of all ballistic software complexes developed for different spacecrafts in one computing server. To implement this approach successfully the algorithm of parallel calculations must be used. The use of this algorithm of parallel calculations helps to use the resources of calculation servers in a more efficient way and decreases standstill time of servers’ computing powers. In this article the problems of reduction of time for ballistic and navigation calculations in the conditions of constantly growing spacecraft number are considered. The results of comparison of two calculation algorithms are shown.

Keywords: spacecraft, ballistic and navigation mission support, optimization of calculations.

References

1. Dzhonson M. Khart *Obrabotka dannykh: parallelizm i proizvoditel'nost'* [Data Processing: Parallelism and Performance]. MSDN Magazine. 2011. № 1.
2. Daan Leyzhen, Dzhad Kholi *Optimizatsiya upravlyаемого koda dlya mnogoyadernykh komp'yuterov* [Optimization of managed code for multicore computers]. MSDN Magazine. 2007. № 10.
3. Zhigastova O.K., Pochukaev V.N. *Metodika avtomatizirovannogo planirovaniya poleta avtomaticheskikh okolozemnykh kosmicheskikh apparatov* [The technique of automated flight planning automatic Earth spacecraft]. Bulletin of the Moscow Aviation Institute, 2012. № 3.
4. Kudryavtsev S.I. *Algoritmy operativnogo kontrolya i upravleniya dvizheniem KA na konechnom uchastke spуска po vneshnetraetkornoy informatsii* [Algorithms for operational control and motion control spacecraft on final descent on vneshnetraetkornoy information]: dis. ... Candidate. tehn. Sciences: 05.07.09. Moscow, 1988.
5. Andreevskiy V.V. *Dinamika spуска kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [Dynamics descent spacecraft to Earth]. Moscow: Mashinostroenie [Engineering], 1970.
6. Dudar E.N., Yaroshevskiy V.A. *Upravlenie bokovym traektornym dvizheniem kosmicheskogo apparata v atmosfere* [Management side trajectory of the spacecraft in the atmosphere]. Kosmicheskie issledovaniya, t. XXII, vyp.2 [Space research, t. XXII, issue.2], 1984.
7. Ivanov N.M., Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya LA* [Ballistics and navigation LA]. Moscow: Mashinostroenie [Engineering], 1986.
8. Ivashchenko N.N. *Avtomaticheskoe regulirovanie. Teoriya i elementy sistem* [Automatic regulation. Theory and system elements]. Moscow: Mashinostroenie [Engineering], 1978.
9. Kudryavtsev S.I. *Osobennosti tochnogo navedeniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov na konechnom uchastke ikh spуска* [Features precision-guided manned spacecraft in the final phase of their descent]. TsNIIMash, Sb. CT, ser.IX. issue 1, 1990.
10. Sikharulidze Yu.G. *Ballistika letatel'nykh apparatov* [Ballistics aircrafts]. Moscow: Nauka [Science], 1982.

ПРОГРАММНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ПРОВЕРКИ БАЛАНСИРОВКИ МОСТОВЫХ СХЕМ МЕТОДОМ ИНЖЕКЦИИ ТОКА

И.Г. КЛЮЕВ, *магистрант каф. информационно-измерительных систем и технологий приборостроения МГУЛ,*

П.А. ТАРАСЕНКО, *проф. каф. информационно-измерительных систем и технологий приборостроения МГУЛ, канд. техн. наук,*

Е.А. КУЗНЕЦОВ, *вед. инженер, начальник отдела НИИ «МЕРА», канд. техн. наук*

oxette4@rambler.ru, tarasenko@mgul.ac.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Научно-производственное предприятие «МЕРА»

141002, Россия, Московская область, г. Мытищи, ул. Колпакова, д. 2, кор. 13

Приведен метод балансировки тензоизмерительных мостов, основанный на инъекции тока в одно из плеч моста. Такой метод позволяет использовать для питания мостовой схемы как источник тока, так и источник напряжения. Для проверки предлагаемого решения была использована программная среда «Multisim», в которой были смоделированы мостовая схема, различные типы источников питания, источник инъекции тока для балансировки. Проведено моделирование, по итогам которого были получены результаты, свидетельствующие о том, что предлагаемую двухпроводную схему подключения источника инъекции тока возможно использовать в мостах, запитанных как от источника постоянного тока, так и от источника постоянного напряжения. Предлагаемая схема позволяет уменьшить начальный разбаланс мостовой схемы, а также температурный дрейф выходного сигнала.

Ключевые слова: инъекции тока, балансировка моста, тензодатчик.

В настоящее время для решения задач измерения деформаций широко используются системы измерений физических величин, использующие тензорезисторы (тензодатчики) в качестве первичных преобразователей [1, 2].

Наиболее распространенной схемой включения тензодатчиков для измерения упругих деформаций является мост Уитстона, называемый в этом случае тензомостом.

Использование тензомоста сопровождается, а в ряде случаев и ограничивается проблемой балансировки мостовой схемы, выраженной в необходимости компенсации начального смещения, то есть начального разбаланса [3].

Существуют различные методы балансировки мостовых схем, но они не являются универсальными, а имеют такие недостатки, как низкая точность балансировки, ограниче-

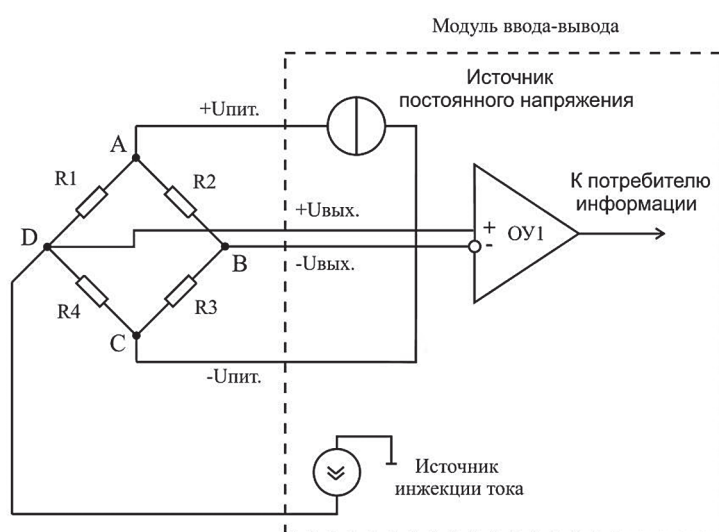


Рис. 1. Однопроводная схема подключения источника инъекции тока

Fig. 1. A single-wire connection scheme of a current injection source

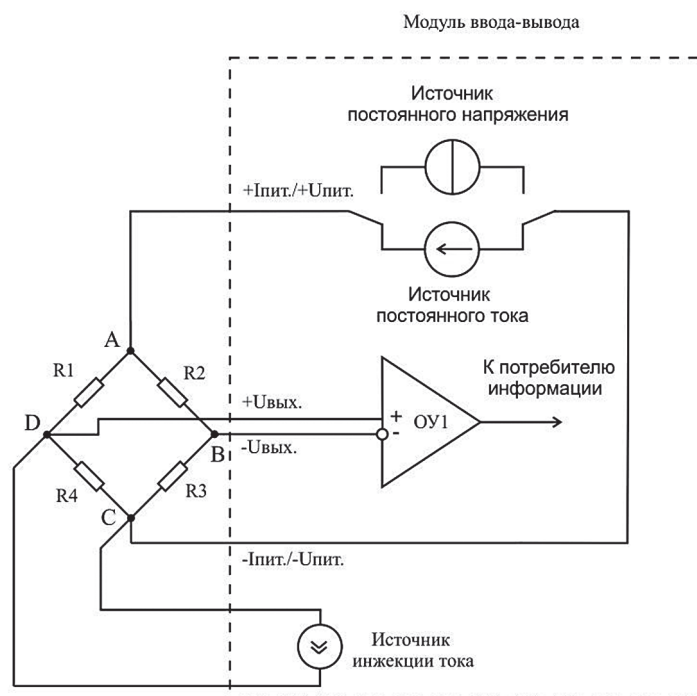


Рис. 2. Двухпроводная схема подключения источника инжекции тока

Fig. 2. A two-wire connection scheme of a current injection source

ние диапазона измерения, уменьшение чувствительности, внесение дополнительной погрешности при воздействии температурного поля на тензодатчик и другие [4–6].

Наиболее перспективным методом повышения точности и качества балансировки тензомостов является метод инжекции тока.

Инжекция тока – процесс добавления тока в одно из плеч мостовой схемы. Схема, иллюстрирующая принцип, на котором основан метод инжекции тока, показана на рис. 1.

Измерительный мост, состоящий из резисторов R_1, R_2, R_3, R_4 , подключен к источнику постоянного напряжения. На выходной диагонали моста CB возникает разность потенциалов, которая является выходным сигналом. Выходной сигнал поступает на вход инструментального усилителя ОУ1, а с его выхода – к потребителю информации [6, 7].

Для того чтобы привести тензомост к уравновешенному состоянию, в одно из плеч моста, например R_4 , направляется ток инжекции, в результате чего происходит перераспределение токов в мостовой схеме, приводящее к нулевому уровню выходного сигнала.

Схема балансировки тензомоста, запитанного от источника постоянного напряже-

ния методом инжекции тока, реализована на практике в экспериментальном устройстве – модуле ввода-вывода «МХ-340», изготовленного НПП «Мера» [8]. Однако при необходимости питания тензомоста от источника постоянного тока схема балансировки методом инжекции тока, представленная на рис. 1, непригодна.

Для решения задачи балансировки тензомоста, запитанного от источника постоянного тока, предлагается двухпроводная схема подключения источника инжекции тока, изображенная на рис. 2, которую можно использовать при любом типе питания мостовой схемы.

Для проверки эффективности предлагаемого решения был проведен машинный эксперимент, заключающийся в том, что с использованием пакета «Multisim 11» была смоделирована двухпроводная схема подключения источника инжекции [9]. А затем было исследовано влияние воздействия температуры на измерительный мост, сбалансированный методом инжекции тока, в сравнении с несбалансированным тензомостом, собранным на той же элементной базе. Измерительный мост собран из четырех резисторов,

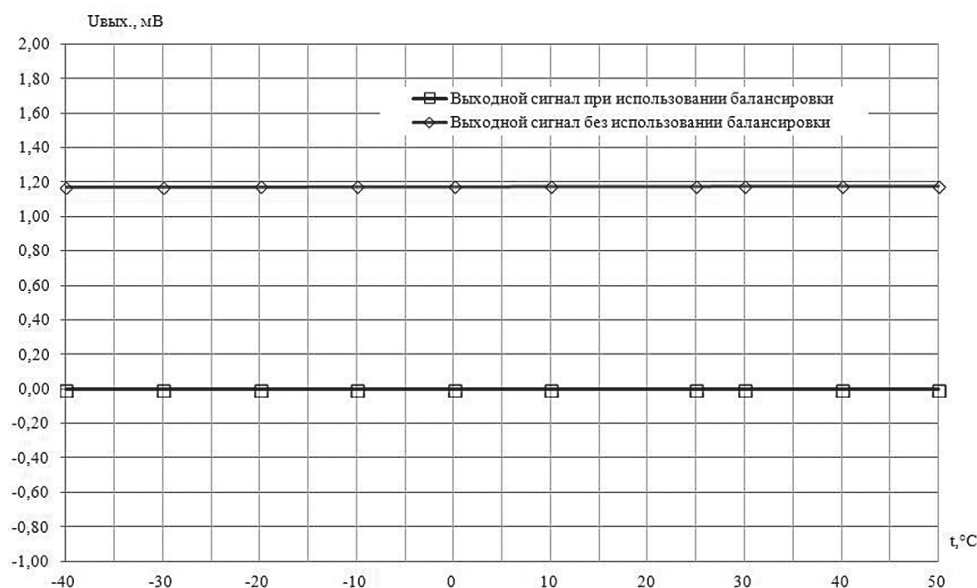


Рис. 3. Зависимости выходных сигналов от температуры при использовании двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока и без нее

Fig. 3. The dependence of the output signals on the temperature using a two-wire scheme of connection of a current injection source and without it

характеристики которых (номинал и значение ТКС) соответствовали характеристикам реального тензодатчика серии EA фирмы VISHAY [10]. Машинный эксперимент проводился для случаев моста, запитанного от источника постоянного тока и от источника постоянного напряжения.

В ходе эксперимента был смоделирован уравновешенный мост, состоящий из четырех резисторов. Были заданы следующие номиналы резисторов: $R_1 = 199,82 \text{ Ом}$, $R_2 = 200,12 \text{ Ом}$, $R_3 = 199,86 \text{ Ом}$, $R_4 = 199,95 \text{ Ом}$. Значения резисторов в смоделированной схеме соответствуют паспортным значениям выбранного типа тензодатчика номиналом в 200 Ом , со значением абсолютной погрешности $\Delta R = 0,2 \text{ Ом}$.

В ходе моделирования, в свойствах резистора, установлен температурный коэффициент сопротивления $0,000074 \text{ 1/}^\circ\text{C}$, который соответствует реальному температурному коэффициенту сопротивления тензодатчика, изготовленного из константана [11, 12].

Измерительный мост, запитанный от источника постоянного тока ($I_{\text{пит}} = 12 \text{ мА}$), был сбалансирован при температуре $25 \text{ }^\circ\text{C}$. При этом источник инжекции тока подключен к измерительному мосту по двухпровод-

ной схеме. В результате значение тока инжекции составило $I_{\text{инж}} = -11,8 \text{ мкА}$.

Затем было смоделировано воздействие температуры, которая изменялась в диапазоне от $-40 \text{ }^\circ\text{C}$ до $+50 \text{ }^\circ\text{C}$, на сбалансированный и несбалансированный измерительный мост, питающийся от источника постоянного тока ($I_{\text{пит}} = 12 \text{ мА}$), при этом регистрировалось падение напряжения на выходной диагонали моста.

В результате смоделированного эксперимента получены две зависимости выходного сигнала от температуры.

На рис. 3 представлены графики зависимостей выходных сигналов от температуры, при использовании двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока и без использования двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока к мосту, запитанного от источника постоянного тока.

Как видно из графиков, представленных на рис. 3, использование двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока для балансировки моста, питаемого от источника постоянного тока, позволяет значительно уменьшить начальное смещение сигнала на выходной диагонали моста в температурном диапазоне $[-40 \text{ }^\circ\text{C} \dots +50 \text{ }^\circ\text{C}]$.

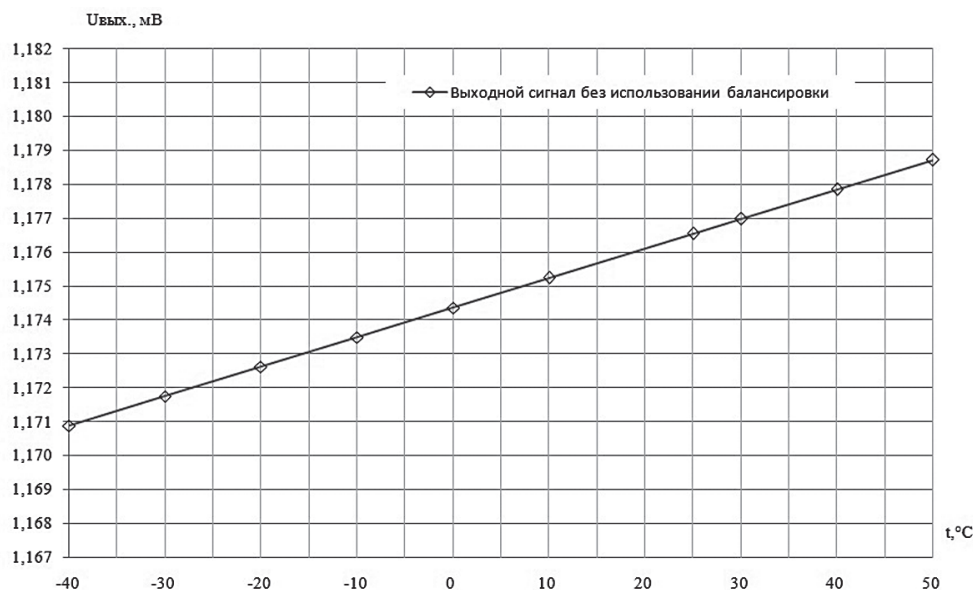


Рис. 4. Зависимость выходного сигнала от температуры без использования двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока к мосту, запитанного от источника постоянного тока
 Fig. 4. The dependence of the output signal on the temperature without using of a two-wire scheme of connection of a current injection source to the injection bridge, powered from a constant current source

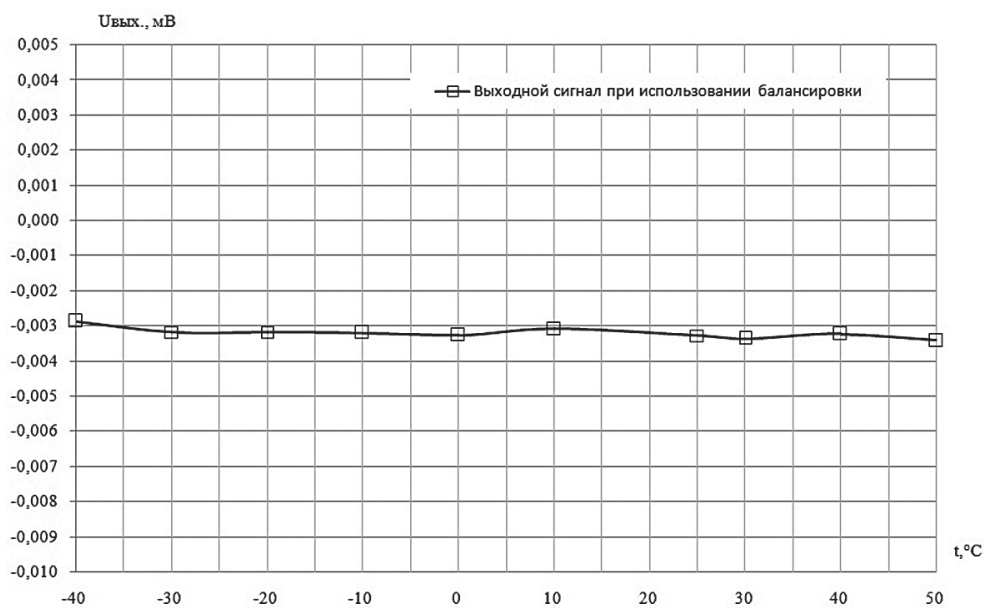


Рис. 5. Зависимость выходного сигнала от температуры при использовании двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока к мосту, запитанного от источника постоянного тока
 Fig. 5. The dependence of the output signal of the temperature using a two-wire scheme of connection of a current injection source to the injection bridge, powered from a constant current source

На рис. 4, 5 представлены графики зависимости выходного сигнала от температуры.

Как видно из графика, представленного на рис. 4, изменение выходного сигнала при воздействии температуры на мост, к которому не подключен источник инжекции тока, составляет приблизительно 0,0078 мВ.

Изменение выходного сигнала при воздействии температуры в случае моста, к которому подключен источник инжекции тока по двухпроводной схеме, составляет около 0,002 мВ.

Для исследования эффективности использования двухпроводной схемы балансировки (рис. 2) в мостах, запитанных от источника постоянного напряжения, была смо-

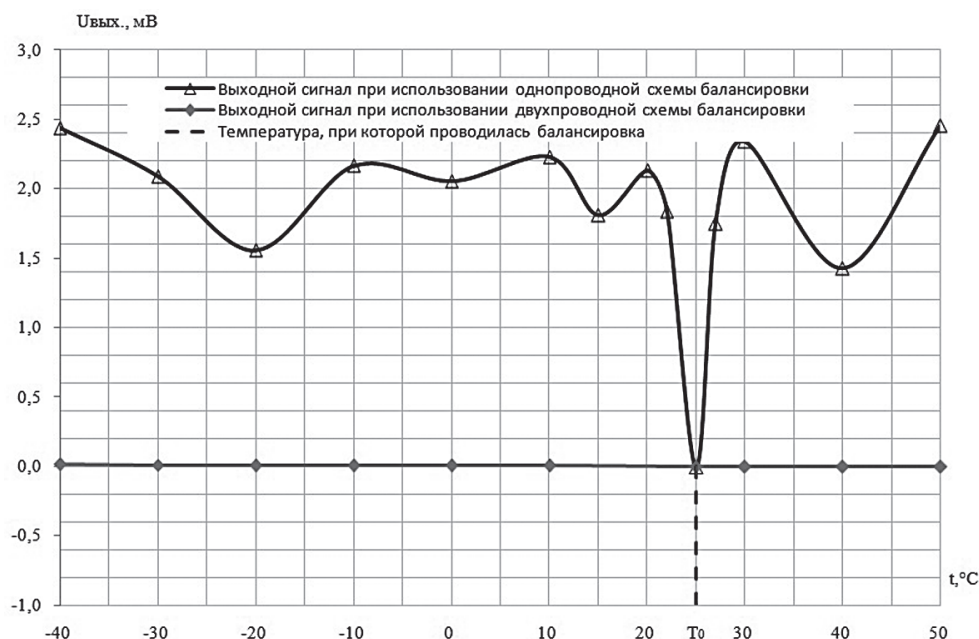


Рис. 6. Зависимости выходных сигналов от температуры при использовании однопроводной и двухпроводной схем подключения источника инжекции тока к мосту, запитанного от источника постоянного напряжения

Fig. 6. The dependence of the output signal on the temperature while using a single-wire and a two-wire schemes of connection of a current injection source to the injection bridge powered from a constant current source

делирована известная однопроводная схема балансировки (рис. 1). Это позволило сравнить значения дрейфов выходных сигналов от температуры при использовании двух различных вариантов подключения источника инжекции тока к одной и той же мостовой схеме.

Измерительный мост, запитанный от источника постоянного напряжения ($U_{пит} = 5 \text{ В}$), был сбалансирован при температуре $25 \text{ }^\circ\text{C}$, в случае использования двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока, а затем в случае использования однопроводной схемы подключения источника инжекции тока. В результате значение тока инжекции при использовании двухпроводной схемы подключения составило $I_{инж.} = -24,4 \text{ мкА}$, а при использовании однопроводной схемы подключения источника инжекции значение тока составило $I_{инж.} = -3,4 \text{ мкА}$.

Затем было смоделировано воздействие температуры, которая изменялась в диапазоне от $-40 \text{ }^\circ\text{C}$ до $+50 \text{ }^\circ\text{C}$, на измерительный мост, использующий однопроводную схему подключения источника инжекции тока, а также на измерительный мост, использующий двухпроводную схему подключения

источника инжекции тока, при этом регистрировалось падение напряжения на выходной диагонали моста.

В результате смоделированного эксперимента получены две зависимости выходного сигнала от температуры.

На рис. 6 представлены графики зависимостей выходных сигналов от температуры, полученные при условии питания моста от источника постоянного напряжения, с применением однопроводной (рис. 1.) и двухпроводной (рис. 2) схем балансировки моста.

Как видно из графиков, представленных на рис. 6, использование однопроводной схемы подключения источника инжекции тока к мосту, запитанному от источника постоянного напряжения, позволяет уменьшить начальное смещение выходного сигнала, но из-за воздействия температуры на мостовую схему нулевой уровень выходного сигнала не сохраняется.

При этом использование двухпроводной схемы подключения источника инжекции тока к мосту, запитанному от источника постоянного напряжения, обеспечивает нулевой уровень выходного сигнала при воздействии температуры в диапазоне $[-40 \text{ }^\circ\text{C} \dots +50 \text{ }^\circ\text{C}]$.

На основании результатов моделирования можно утверждать, что предлагаемую двухпроводную схему (рис. 2) подключения источника инжекции тока можно использовать в мостах, запитанных как от источников постоянного тока, так и от источников постоянно-го напряжения. Двухпроводная схема подключения источника инжекции тока уменьшает погрешность, вызванную начальным разбросом значений сопротивлений тензодатчиков. А также предлагаемая схема практически исключает температурный дрейф выходного сигнала измерительного моста.

Библиографический список

1. ГОСТ 20420-75. Тензорезисторы. Термины и определения – Введ. 1975-01-01. -М: Изд-во стандартов, 1987 – 3 с.
2. ГОСТ 21616-91. Тензорезисторы. Общие технические условия – Введ. 1992-01-01. -М: Изд-во стандартов, 1991 – 2,3 с.
3. Бутиков, Е.И. Физика для углубленного изучения: в 3 ч. Ч. 2 Электродинамика. Оптика / Е.И. Бутиков, А.С. Кондратьев – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 101 с.
4. Андреев, А.А. Автоматические электронные показывающие, регистрирующие и регулирующие приборы / А.А. Андреев – Л. : Машиностроение, 1981. – 111 с.
5. Городовский, А.Ф. Мосты постоянного тока / Городовский А.Ф – М. : Энергия, 1964.
6. Болтон, У. Карманный справочник инженера-метролога / У. М. Болтон: Издательский дом «Додэка-XXI», 2002. – 100 с.
7. Загаевский, Т. Промышленная электроника / Т. Загаевский, С. Мальзахер, А. Квевцинский; перевод с польского Климашевского В. А. и Горшенина Г. Д. под редакцией Баракаева Х. Ф. – М.: Энергия 1976.
8. НПП «Мера» МХ-340 Модуль АЦП с тензоусилителем. Руководство эксплуатации / НПП «Мера», 2011.
9. Хернитер, М.Е. Multisim. Современная система компьютерного моделирования и анализа схем электронных устройств / Марк Е. Хернитер; перевод с англ. Осипов А.И. – М.: ДМК Пресс, 2006.
10. Tech Note TN-505-4 Strain Gage Selection: Criteria, Procedures, Recommendations – VISHAY corporation. опубли. 17.09.2007.
11. Калашников, С.Г. Электричество /С.Г. Калашников. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 127 с.
12. Ландсберг, Г.С. Элементарный учебник физики: учеб. пос. Т. 2 / под ред. Г.С. Ландсберга – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 117 с.

SOFTWARE STAND FOR CHECKING BRIDGE SCHEMES BALANCING USING CURRENT INJECTION METHOD

Klyuyev I.G., gr. MSFU; Tarasenko P.A., Prof. MSFU, Ph.D. (Tech.); Kuznetsov E.A., «MERA», Ph.D. (Tech.)

oxette4@rambler.ru, tarasenko@mgul.ac.ru

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia
SPE «MERA», st. Kolpakov, 2, cor. 13, 141002, Mytischki, Moscow reg., Russia

A new method of bridge schemes balancing based on current injection in one of the bridge's arms is described in the article. This method allows to use both current source and voltage source to power the bridge scheme. The software environment «Multisim» was used for the verification of the proposed solution. A bridge scheme, various types of sources of power and current injection source for balancing were modeled in it. The following results were received at the end of modeling: double-wire connection scheme of current injection source can be used in bridges, which are powered by both current injection source and voltage source; this scheme can reduce the initial imbalance of the bridge scheme. Also a new method of balancing allows to reduce the drift of the output signal of the bridge scheme, caused by the impact of the temperature.

Keywords: current injections, bridge balancing, strain gage.

References

1. GOST 20420-75. *Tenzorezistoriy. Terminy i opredeleniya* [State Standard 20420-75. Strain gauges. Terms and definitions]. Moscow, Standartinform Publ., 1987. 3 p.
2. GOST 21616-91. *Tenzorezistoriy. Obshchie tekhnicheskie usloviya* [State Standard 21616-91. Strain gauges. General specifications]. Moscow, Standartinform Publ., 1982. 3 p.
3. Butikov E.I., Kondrat'ev A.S. *Fizika dlya uglublennogo izucheniya v 3 ch. Ch 2: Elektrodinamika. Optika* [Physics-depth study: in 3 parts, part 2 Electrodynamics. Optics]. Moscow, FIZMATLIT, 2008. 101 p.
4. Andreev A.A. *Avtomaticheskie elektronnye pokazivayushchie, registriruyushchie i reguliruyushchie pribory* [Automatic electronic showing recording and regulating devices]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1981. 111 p.
5. Gorodovskiy A.F. *Mosty postoyannogo toka* [DC bridges]. Moscow, Energy Publ., 1964.
6. Bolton U. *Karmannyi spravochnik inzhenera-metrologa* [Instrumentation & measurement Pocket book]. Moscow, Dodeka-XXI Publ., 2002. 100 p.
7. Zagaevskiy T., Mal'zakher S., Kvetsinskiy A. *Promyshlennaya elektronika* [Industrial electronics]. Moscow, Energy Publ., 1976.
8. SPE «MERA», *MX-340 Modul' ACP s tenzousilitelem. Rukovodstvo ekspluatatsii* [MX-340 module ADC with strain amplifier. User manual]. SPE «MERA», 2011.
9. Kherniter M.E. *Multisim. Sovremennaya sistema komp'yuternogo modelirovaniya i analiza skhem elektronnykh ustroystv* [The modern system of computer simulation and circuit analysis of electronic devices]. Moscow, DMK Press, 2006.
10. Tech Note TN-505-4 Strain Gage Selection: Criteria, Procedures, Recommendations – VISHAY corporation. Published 17.09.2007.
11. Kalashnikov S.G. *Elektrichestvo* [Electricity]. Moscow, FIZMALIT, 2003. 127 p.
12. Landsberg G.S. *Elementarnyy uchebnik fiziki: Ucheb. Posobie tom 2* [Elementary physics: part 2]. Moscow, FIZMATLIT, 2001. 117 p.

О ПРИМЕНЕНИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ РЕТРАНСЛЯЦИИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА

Д.Ю. ПОЛЕНОВ, *асп. ОАО «НПО Измерительной техники»*,

А.П. МОРОЗ, *зам. ген. директора ОАО «НПО Измерительной техники»*, *доц., д-р техн. наук*

polenov_d@mail.ru.

ОАО «НПО Измерительной техники», 141070, Московская обл., г. Королев, ул. Пионерская, д. 2

Проанализированы схема полета ракеты-носителя (РН) «Протон-М» с разгонным блоком (РБ) «Бриз-М» на примере выведения КА «Sirius-6M», размещение существующих наземных измерительных пунктов (НИП) и их приемно-регистрирующие средства, а также возможности решения задач информационно-телеметрического обеспечения запусков космических аппаратов (КА). Рассмотрена трасса полета РН и используемые для регистрации информации наземные приемные станции, оснащенные высокоэффективными антеннами «Жемчуг» и «Изумруд», используемые для работы с РН, и ТНА-57У и Б 529 для работы с РБ, обеспечивающими большую дальность действия радиолинии. Проведен анализ отечественных систем ретрансляции радиосигналов с использованием КА. Дана краткая информация по обеспечению радиосвязи с космическими летающими аппаратами во времена СССР, эволюция систем ретрансляции информации. Приведен состав современной многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч». Предложен способ обеспечения получения телеметрической информации (ТМИ) с борта РН и РБ в реальном времени вне зон радиовидимости (ЗР) с применением БПЛА в качестве ретранслятора ТМИ. Получено оптимальное расположение БПЛА для решения поставленной задачи. Определены значения ЗР для различных участков полета РН и РБ, и представлена зависимость ЗР БПЛА от высоты полета РН и РБ. В качестве используемых БПЛА рассмотрены существующие и перспективные иностранные – производства КНР и США – воздушные судна, даны их характеристики, на основе которых сделаны выводы о возможности их применения при решении вопроса о получении информации.

Ключевые слова: телеметрическая информация, разгонный блок, многофункциональная космическая система ретрансляции, беспилотный летательный аппарат, зона радиовидимости.

В СССР обеспечение радиосвязи с космическими объектами (прежде всего, пилотируемыми аппаратами) вне зон радиовидимости с территории своей страны осуществлялось с помощью радиосредств, размещенных на кораблях космической флотилии. В назначенное время они приходили в соответствующее место мирового океана. Были также начаты работы по созданию системы ретрансляции информации через ИСЗ. Первым конструктивным шагом по организации подобной системы явилась разработка платформы КАУР-4, стартовавшей в 1976 г. Первоначально на этой платформе были построены геостационарные спутники системы «Гейзер» (система ретрансляции «Поток» (СР «Поток»)) и системы «Альтаир» (СР «Луч»), которые, в основном, предназначались для глобальной космической командно-ретрансляционной системы (ГККРС). Задачей системы «Поток» была оперативная ретрансляция больших объемов цифровой информации с КА на наземный пункт приема в реальном времени. Позже система «Поток» получила название «Сокол».

Более поздняя система «Альтаир» позволяла устанавливать двустороннюю широкополосную связь с подвижными космическими, морскими или же наземными объектами, в том числе с долговременными орбитальными станциями и космическими кораблями нового поколения (станция «Мир», космический корабль «Буран»). Кроме того, СР «Луч» предназначалась для обмена телевизионной информацией между телецентрами, проведения телемостов, телеконференций, репортажей, ретрансляции информации и организации связи в чрезвычайных условиях и в труднодоступных районах.

На смену первому поколению СР «Луч» пришла многофункциональная космическая система ретрансляции «Луч» (МСКР «Луч»). Полная группировка МСКР «Луч» должна содержать три спутника; пока в группировке два аппарата: «Луч-5А» и «Луч-5Б».

Предполагается, что КА-ретрансляторы системы МСКР «Луч» будут работать с низколетящими спутниками с высотой орбит до 2000 км над поверхностью Земли, такими как космические аппараты (КА) и пилотиру-

емые космические комплексы, а также ракеты-носители (РН), разгонные блоки (РБ) и др. КА «Луч» будут принимать от них информацию (как телеметрическую, так и целевую) на участках полета, находящихся вне зон видимости с территории России, и ретранслировать ее в реальном времени на российские наземные приемные станции. В то же время будет обеспечена возможность передачи команд управления на эти КА.

В настоящее время Россия не имеет возможности решать задачи обеспечения радиосвязи вне зон видимости с территории России с применением кораблей космической флотилии, а существующая МКСР не в полной мере обеспечивает растущие практические требования. В связи с этим предлагается рассмотреть актуальную задачу организации системы ретрансляции телеметрической информации (ТМИ) с РН и РБ с применением беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

Вопросы решения задачи ретрансляции ТМИ с РН и РБ рассмотрим применительно к полету РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М». Прием ТМИ с борта РН и РБ обеспечивают порядка десяти наземных измерительных пунктов (НИП). Все они располагаются на территории РФ, а также Казахстана. При работе с РН используются наземные приемные станции, оснащенные высокоэффективными антеннами «Жемчуг» и «Изумруд», с РБ – ТНА-57У и Б-529, обеспечивающими большую дальность действия радиолинии. Проекция полета РН над Землей на участке выведения занимает порядка 800 км. На протяжении этого участка прием ТМИ с РН обеспечивают НИПы Байконура. Далее, после отделения головной части орбитального блока (ОБ), в работу по приему ТМИ вступают трассовые НИПы.

Весь процесс от пуска РН до момента выведения КА на заданную орбиту занимает порядка восьми – десяти часов. За это время РБ с КА совершают несколько витков вокруг Земли. Для того чтобы РБ вывел КА на заданную орбиту, маршевые двигатели (МД) РБ совершает до пяти включений. Рассмотрим более подробно схему полета РН «Протон-М»

и РБ «Бриз-М» на примере выведения КА «Sirius FM-6» на целевую орбиту ($H_n = 4126$ км, $H_a = 35786$ км), запуск которого состоялся 25.10.2013 г. с космодрома Байконур. Схема полета соответствует рис. 1.

Прием ТМИ на участке выведения осуществляют непосредственно НИПы, расположенные на космодроме Байконур и на территории РФ в городах Иркутск, Барнаул, Улан-Удэ и др., что показано на рис. 2.

Обеспечить в реальном времени прием ТМИ наземными средствами НИПов при полете РБ не удастся. Это связано с географическим положением НИПов. Телеметрическая система (ТС) Пирит-РБс, устанавливаемая на РБ, на участках вне зоны радиовидимости НИПов ТМИ не передает, запоминая ее. При вхождении ОБ в зону радиовидимости (ЗР) информация, сохраненная в запоминающем устройстве (участки третьего и четвертого включений ДУ РБ), передается на Землю.

Для устранения указанного недостатка вводится в эксплуатацию МКСР «Луч». Одной из задач создаваемой системы является прием информации с космических и наземных объектов на участках, находящихся вне зон радиовидимости с территории РФ, и передача ее на российские пункты приема информации в режиме реального времени. Реализация данной системы позволит повысить оперативность управления низкоорбитальными космическими аппаратами, доставки целевой информации, приема телеметрии. На спутниках установлена аппаратура для приема и передачи информации в S- и Ku-диапазонах частот. В то же время, несущая частота передатчика телеметрической аппаратуры «Пирит-РБс» соответствует L-диапазону (дециметровые волны). Кроме того, при использовании узконаправленной передающей антенны на РН и РБ высока вероятность потери ТМИ при возникновении аварийной ситуации, вызывающей резкие изменения ориентации объекта. В связи с этим необходимо сопряжение МКСР «Луч» и телеметрической аппаратуры РБ. Для решения данной задачи предлагается использовать промежуточ-

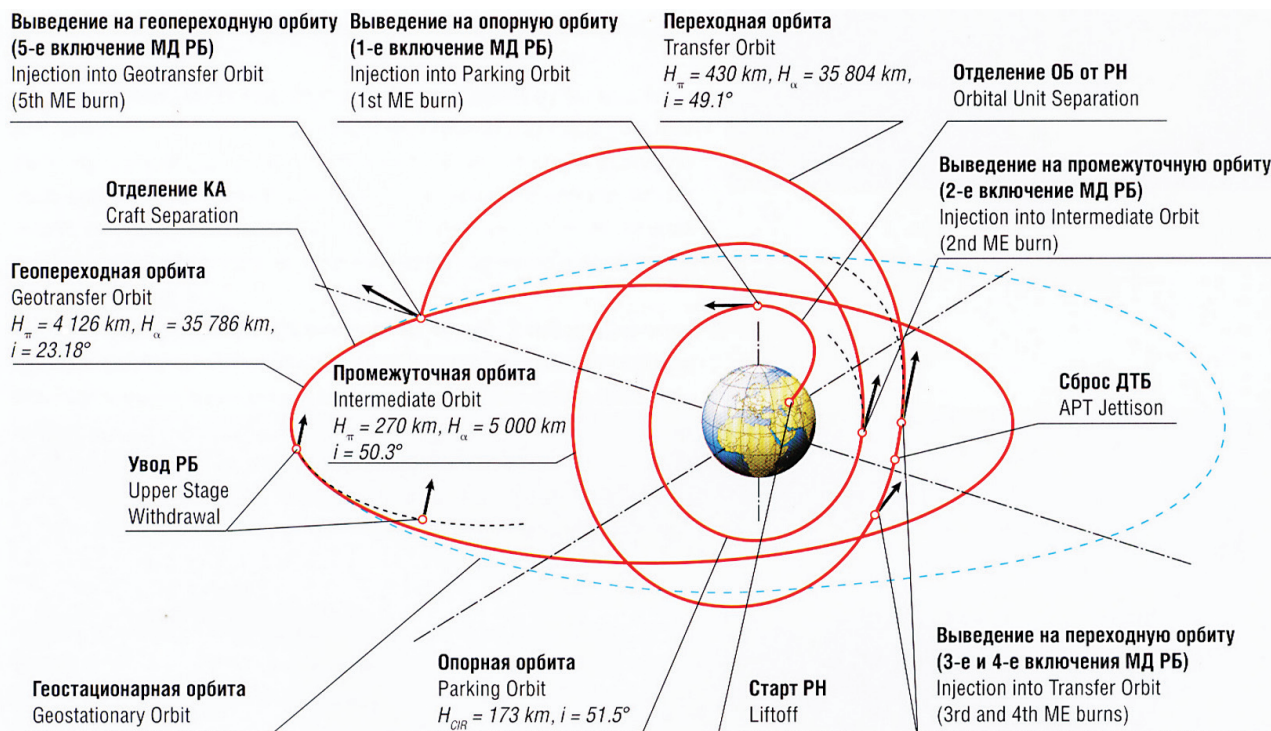


Рис. 1. Схема полета РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» при выведении КА «Sirius FM6» на целевую орбиту
Fig. 1. The scheme of CR “Proton-M” flight with TOS “Breeze-M” while taking spacecraft «Sirius FM6» to the target orbit

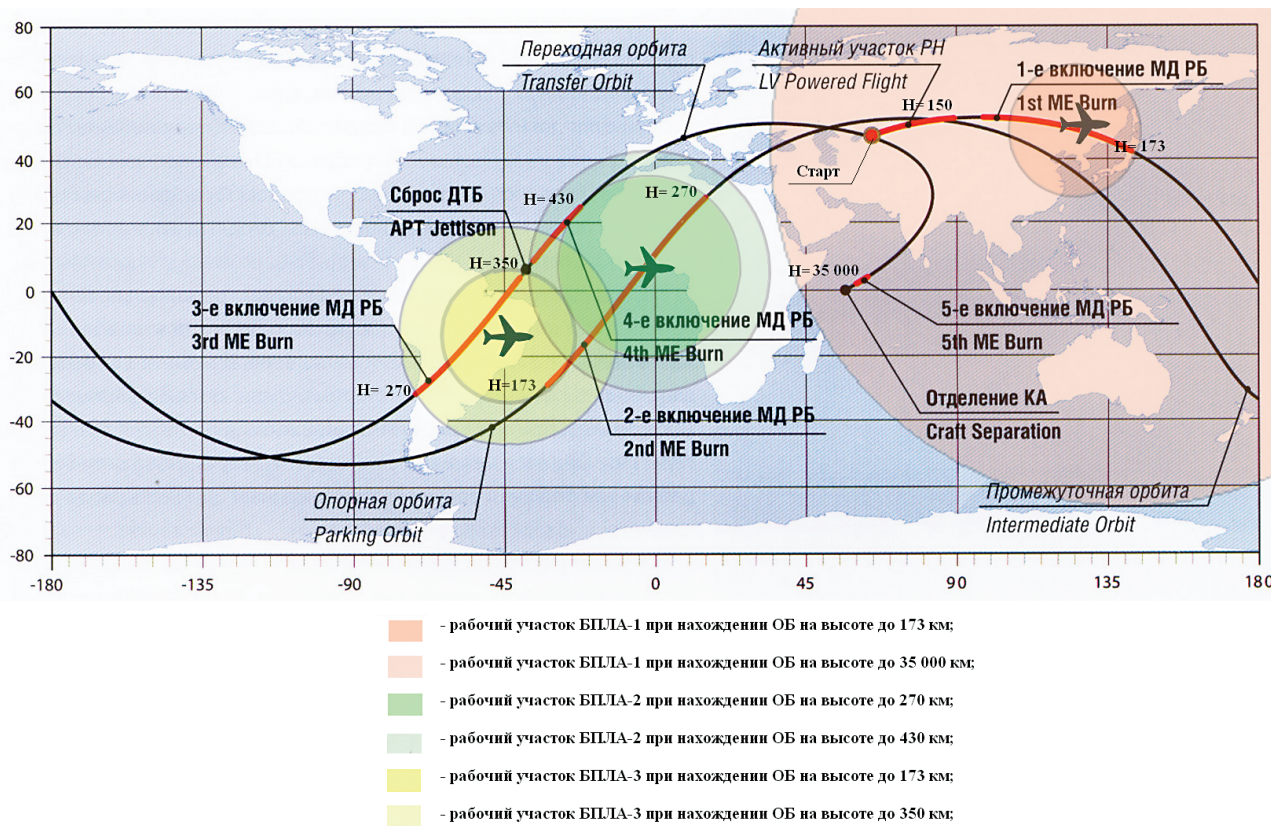


Рис. 2. Трасса полета изделия в цилиндрической проекции карты Земли
Fig. 2. The route of the flight of an object at a cylindrical projection map of Earth

ное звено между МКСР и РН (РБ), а именно БПЛА, который будет выступать, в сущности, ретранслятором. На БПЛА предлагается установить приемник ТМИ с РБ и передатчик для ретрансляции принятых данных на МКСР «Луч».

При анализе схемы выведения КА «Sirius-6M» предлагается рассмотреть три возможных варианта расположения приемопередающего БПЛА.

1. Использовать один БПЛА – в районе г. Якутска (в конце активного участка движения РН – рис. 2).

2. Использовать два БПЛА – один в районе г. Якутска, второй – над Атлантическим океаном, в районе экватора, недалеко от точки сброса дополнительных топливных баков (ДТБ).

3. Использовать три БПЛА – один в районе г. Якутска, второй – над Марокко, (конец четвертого включения МД РБ), третий – над Бразилией.

В качестве высоты крейсерского полета БПЛА примем 18 км.

При первом варианте расположении БПЛА (один – в районе г. Якутска) получится следующий охват территории по приему ТМИ:

$$S = \sqrt{((R+h)^2 - R^2)}, \quad (1)$$

где S – радиус зоны радиоприема,

R – радиус Земли ($R = 6371$ км),

h – высота объекта над уровнем моря.

$$S = \sqrt{((6371+18)^2 - 6371^2)}. \quad (2)$$

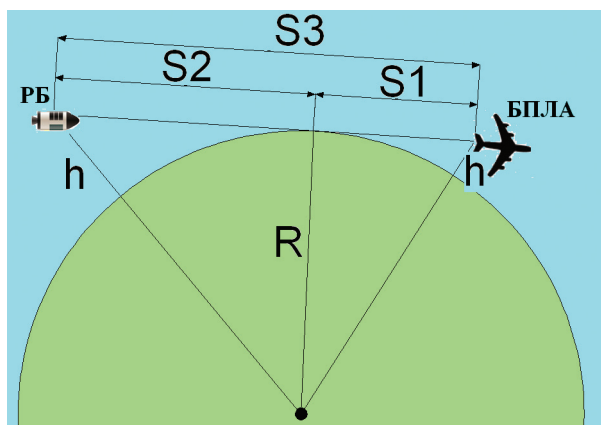


Рис. 3. Зависимость ЗР БПЛА от высоты РБ над Землей

Fig. 3. The dependence of the UFV RVZ on the height of TOS above the Earth

С учетом того, что при первом включении МД РБ он находится на высоте 173 км, в соответствии с выражением (1) получаем значение радиуса S_2 зоны радиоприема на уровне поверхности Земли

$$S_2 \approx 1550 \text{ км}. \quad (3)$$

Отсюда получаем максимальное значение длины S_3 радиолинии уверенного приема ТМИ с РБ на БПЛА

$$S_3 = S_1 + S_2 \approx 2130 \text{ км}. \quad (4)$$

Второе, третье и четвертое включения МД РБ, очевидно, будет происходить вне зоны видимости БПЛА. В соответствии с выражением (1) получаем значения радиуса S_2 зоны радиоприема на уровне поверхности Земли для пятого включения МД, а также при отделении КА

$$S_2 \approx 8000 \text{ км (для пятого включения),} \\ \text{соответственно } S_3 \approx 8500 \text{ км}. \quad (5)$$

Из параметров геопереходной орбиты следует, что БПЛА сможет принять ТМИ при отделении КА от РБ.

Таким образом, для первого варианта прием в реальном времени полного объема ТМИ на активном участке полета РН, при отделении ОБ от РН, при первом и пятом включении МД РБ, а также при отделении ОБ невозможно обеспечить лишь с помощью НИПов и одного БПЛА, работающих в комплексе.

Рассмотрим второй вариант.

Параметры ЗР активного участка полета РН, первое и пятое включения МД РБ, а также отделение КА останутся без изменения. Определим ЗР для участков второго, третьего и четвертого включений МД РБ в соответствии с выражением (1). Учитывая, что третье включение МД происходит на высоте 270 км, определим значение ЗР

$$S_1 \approx 500 \text{ км}, \quad (6)$$

$$S_2 \approx 1900 \text{ км}, \quad (7)$$

$$S_3 \approx 2400 \text{ км}. \quad (8)$$

Но для обеспечения радиосвязи между РБ и БПЛА для участков второго, третьего и четвертого включений МД РБ необходимо, чтобы максимальное значение S_3 было не менее 4000 км (рис. 2), следовательно, данный вариант расположения БПЛА также является неудовлетворительным.

Обратимся к третьему варианту.

Расположение БПЛА-1 остается без изменений. Расположение БПЛА-2 – над Марокко, выбрано для обеспечения получения информации на конечном участке работы МД РБ при втором и четвертом включениях; расположение БПЛА-3 – для обеспечения получения информации о начале второго и всем участке работы МБ РБ после его третьего включения.

Расчеты ЗР БПЛА-2 показывают, что для второго включения $S_3 = 2400$ км; для четвертого включения $S_3 = 2900$ км. Полученные результаты позволяют сделать вывод, что третий вариант размещения БПЛА удовлетворяет требованиям обеспечения приема полного объема ТМИ на участках работы МД РБ для второго и четвертого включений.

Рассчитаем ЗР БПЛА-3 – для начала второго включения: $S_3 = 2000$ км; для четвертого включения: $S_3 = 2600$ км. Полученные результаты удовлетворяют требованиям по приему ТМИ в ЗР.

Таким образом, третий вариант расположения БПЛА оказывается приемлемым. Зависимость ЗР БПЛА представлена на рис. 3.

Полученные результаты ЗР являются ориентировочными в связи с тем, что в расчетах не учитывались динамика высот, направлений и модулей скоростей относительного движения РБ и БПЛА.

В настоящее время мировыми лидерами в создании БПЛА являются США, Израиль и Япония. В России также начинают разрабатываться подобные работы.

В качестве БПЛА, способных выполнять функции ретрансляторов, предлагается рассмотреть аппараты, аналогичные разрабатываемому Китаем БПЛА «Xianlong» или БПЛА «RQ-4 Global Hawk», производства США. В частности, Xianlong при длине 14,3 м, высоте 5,4 м и размахе крыльев 25 м способен развивать скорость до 750 км/час и совершать полеты на расстояние до семи тысяч км. Взлетная масса БПЛА составляет 7,5 т, а грузоподъемность – 650 кг. Максимальная высота полета составляет 18,3 км. Для сравнения, БПЛА «RQ-4 Global Hawk»

при длине 13,5 м, высоте 4,62 м и размахе крыльев 35,4 м способен развивать скорость до 800 км/час и совершать полеты на расстояние до 24,9 тыс. км. Продолжительность нахождения аппарата в воздухе составляет 36 часов. Он способен совершать полеты на высоте до 19,8 км. Бортовое оборудование включает в себя системы ретрансляции сигналов и радиоэлектронной разведки.

Прием с РН и РБ всего потока ТМИ и ретрансляцию его через МКСП «Луч» необходимо обеспечить со скоростью 1–2 Мбит/с или большей.

Таким образом, предложенный способ позволит обеспечить прием ТМИ и ее ретрансляцию через ИСЗ на всех участках работы МД при полете РН и РБ.

Выводы

1. Проанализированы схема полета РН и РБ на примере РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М», размещение существующих НИПов и их возможности решения задач информационно-телеметрического обеспечения запусков КА.

2. Проведен анализ старых и перспективных отечественных систем ретрансляции радиосигналов с использованием КА.

3. Предложен способ обеспечения получения ТМИ в реальном времени с борта РН и РБ вне ЗР с применением БПЛА в качестве ретранслятора ТМИ.

4. Определены значения ЗР БПЛА для различных участков полета РН и РБ и представлена зависимость ЗР БПЛА от высоты полета РН или РБ.

Библиографический список

1. Ганин, С.М. Беспилотные летательные аппараты / С.М. Ганин, А.В. Карпенко, В.В. Колногородов, Г.Ф. Петров. – Невский бастион, 1999. – 160 с.
2. Сомов, А.М. Спутниковые системы связи: Учебное пособие для вузов / А.М. Сомов, С.Ф. Корнев. – Серия Специальность, 2012. – 244 с.
3. Центр обработки и отображения полетной информации ГКНПЦ им. М.В. Хруничева – <http://coopi.khrunichev.ru/main.php?id=662>.
4. Космический Аппарат Унифицированного Ряда № 4 – <http://ru.wikipedia.org/wiki/КАУР-4>.
5. Луч – [http://ru.wikipedia.org/wiki/Луч_\(космический_аппарат\)](http://ru.wikipedia.org/wiki/Луч_(космический_аппарат)).

6. Мониторинг – <http://nov.docdat.com/docs/index-26949.html?page=3>.
7. Основы радиосвязи и телевидения. Учебное пособие для вузов / Г.В. Мамчев. – М.: Горячая линия-Телеком, 2007. – 416 с.
8. Скляр, Бернард. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение, 2-е изд.: Пер. с англ. / Бернард Скляр – М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. – 1104 с.
9. Харкевич, А.А. Основы радиотехники / А.А. Харкевич. – 3-е изд., стер. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 512 с.
10. Крухмалев, В.В. Цифровые системы передачи: Учебное пособие для вузов / В.В. Крухмалев, Гордиенко В.Н., Моченов А.Д. – М.: Горячая линия – Телеком, 2007. – 352 с.

ON THE APPLICATION OF AN UNMANNED FLYING VEHICLE TO RELAY TELEMETRY INFORMATION OF A TRANSFER ORBIT STAGE

Polenov D.Y., gr. Scientific-Production Association of Measuring Equipment; **Moroz A.P.**, deputy director Scientific-Production Association of Measuring Equipment, Assoc., Dr. Sci. (Tech.)

polenov_d@mail.ru

Scientific-Production Association of Measuring Equipment, st. Pioneer, 2, Korolev, Moscow Region, 141070

The article analyzes the flight scheme of a carrier rocket (LV) «Proton-M» with transfer orbit stage (TOS) «Breeze-M» on the example of SC «Sirius-6M» injection, the placing of the existing ground tracking stations (GTS) and their receiving-recording possibilities, as well as the possibilities of solving the problems of information and telemetry launches of spacecraft (SC). The LV flight path and ground receiving stations used to record information are considered in the article. Such stations are equipped with highly efficient E-antennas «Pearl» and «Emerald», which are used in work with the LV, and TNA-57U and B 529 – which are used in work with the TOS. The latter provide longer radio range. The analysis of domestic radio relay systems which use satellites is performed. Brief information on the provision of radio communication with space flying machines during the Soviet era and the information on the evolution of relay information systems is also given. The composition of a modern multifunctional space relay system «Ray» is also shown. We propose a method to ensure that you receive telemetric information (TMI) from the board of the vehicle and transfer orbit stage in real time not only in radio visibility zones (RVZ) using the UFV as a TMI relay. The optimal location of UFV for the solution of the given task is obtained. The values of the RVZ for different parts of the flight of the vehicle and of the transfer orbit stage are calculated and the dependence of the RVZ UFV on the flight altitude of the vehicle and of the transfer orbit stage is presented. As used UFVs the existing and prospective foreign – made in China and in the United States – aircrafts are considered; its characteristics are given, based on which conclusions are made about the possibility of their use in solving the problem of getting information.

Keywords: telemetry information, transfer orbit stage, multifunctional space relay system, unmanned flying vehicle, zone of radio visibility.

References

1. Ganin S.M., Karpenko A.V., Kolnogorov V.V., Petrov G.F. *Bespilotnye le-tatel'nye apparaty* [Unmanned aerial vehicles], Nevsky Bastion, 1999. 160 p.
2. Somov A.M., Kornev S.F. *Sputnikovyie sistemy svyazi* [Satellite communication systems]. Seriya Spetsial'nost' [A series of special], 2012. 244 p.
3. *Tsentr obrabotki i otobrazheniya poletnoy informatsii GKNPTs im. M.V. Khrunicheva* [Center for processing and displaying flight information M.V. Khrunichev]. <http://coopi.khrunichev.ru/main.php?id=662>.
4. *Kosmicheskii Apparat Unifitsirovannogo Ryada № 4* [Spacecraft unified series number 4]. <http://ru.wikipedia.org/wiki/KAUR-4>.
5. *Luch* [Ray]. [http://ru.wikipedia.org/wiki/Луч_\(космический_аппарат\)](http://ru.wikipedia.org/wiki/Луч_(космический_аппарат)).
6. Monitoring. <http://nov.docdat.com/docs/index-26949.html?page=3>.
7. Mamchev G.V. *Osnovy radiosvyazi i televideniya* [Fundamentals of radio and television]. Moscow: Hotline Telecom, 2007. - 416 p.
8. Sklyar Bernard *Tsifrovaya svyaz'. Teoreticheskie osnovy i prakticheskoe primeneniye* [Digital communications. Theoretical bases and practical application]. Moscow: Publishing House «Williams», 2003. 1104 p.
9. Kharkevich A.A. *Osnovy radiotekhniki* [Fundamentals of Radio Engineering]. Moscow: FIZMATLIT, 2007. 512 p.
10. V.V. Krukhmalev, Gordienko V.N., Mochenov A.D. *Tsifrovyye sistemy peredachi* [Digital transmission systems]. Moscow: Hotline-Telecom, 2007. 352 p.

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СЕТИ, УСТОЙЧИВОЙ К РАЗРЫВАМ И ЗАДЕРЖКАМ В КАНАЛАХ СВЯЗИ

Н.Л. СОКОЛОВ, *зам. нач. ЦУП, ст. науч. сотр. ФГУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук,*
И.Д. АНТОНОВ, *нач. отделения 805, ФГУП ЦНИИмаш, ЦУП,*
Д.А. ЗЕЛЕНОВ, *нач. отдела 8053, ФГУП ЦНИИмаш, ЦУП, канд. техн. наук,*
А.В. ГЛАЗКОВ, *нач. лаборатории, ФГУП ЦНИИмаш, ЦУП, канд. техн. наук,*
А.Н. ТИТОВ, *нач. сектора, ФГУП ЦНИИмаш, ЦУП, канд. физ.-мат. наук*

sokolov@mcc.rsa.ru, aid@mcc.rsa.ru, zelenov@mcc.rsa.ru, a.glazkov@mcc.rsa.ru, alexandre_titov@hotmail.com
ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»
(ФГУП ЦНИИмаш), Центр Управления Полетами (ЦУП)
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Рассмотрены вопросы создания космической информационной сети, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи, которая основана на технологии Disruption (Delay) Tolerant Networking (DTN). Указаны недостатки существующей технологии информационного взаимодействия при осуществлении космических миссий, в том числе дальнего космоса. Основные проблемы, с которыми приходится сталкиваться в таких системах, состоят в задержках, искажениях и разрывах связи при осуществлении информационного взаимодействия в процессе управления КА и получения целевой информации. В статье определены и описаны основные принципы создания космической сети информационного взаимодействия, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи при реализации миссий дальнего космоса. Среди них создание DTN-узлов на основе рекомендаций подкомитета CCSDS, гибкая система адресации, обеспечение возможности передачи пакетов данных произвольной длины, автоматизация процедур контроля и учета передачи пакетов и обеспечение защиты от несанкционированного доступа, а также обеспечение конфиденциальности информации. При этом учтена возможность дальнейшей интеграции элементов создаваемой сети в международную космическую инфраструктуру без значительных дополнительных затрат. Описаны протоколы передачи информации в DTN-сети, основными из которых являются Bundle-протокол (основной протокол обмена данными между DTN узлами) и Licklider-протокол (протокол нижнего уровня для Bundle протокола). Описаны их структура и возможности. Вместе с этим приведен краткий обзор международного опыта проведения экспериментов по отработке DTN-технологии в реальных космических условиях.

Ключевые слова: космический аппарат, космическая сеть, дальний космос, информационное взаимодействие, управление космическими аппаратами, протокол.

В условиях планируемого расширения космических миссий дальнего космоса существенно возрастают требования к обеспечению надежного управления космическими аппаратами (КА), в том числе в условиях возможных разрывов и задержек передачи информации в каналах связи.

При выполнении космических проектов обмен данными, как правило, основывается на простой схеме точка–точка между КА и наземными приемо-передающими станциями космической связи. Доставка полученных от КА данных из наземных приемно-передающих станций в центры обработки информации осуществляется посредством специализированной наземной инфраструктуры связи. Такая организация системы связи обеспечивает сравнительно невысокую скорость обмена данными, при этом требует высоких затрат на содержание наземных станций, имеющих уникальные дорогостоящие антенные систе-

мы. Другой существенный недостаток такого способа взаимодействия заключается в том, что если во время сеанса происходит сбой работы системы связи на каком-либо участке, часть передаваемой информации теряется и необходимо проведение повторного сеанса в полном объеме. В особенности эти недостатки связи сказываются на качестве информационного обеспечения проектов дальнего космоса. Современный подход информационного обмена предполагает использование более сложных сценариев обмена данными, основанных на использовании ретрансляторов, расположенных в космосе.

В настоящей работе определен перечень основных принципов создания космической сети информационного взаимодействия, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи при реализации миссий дальнего космоса. При этом учитывается возможность дальнейшей интеграции элементов создаваемой

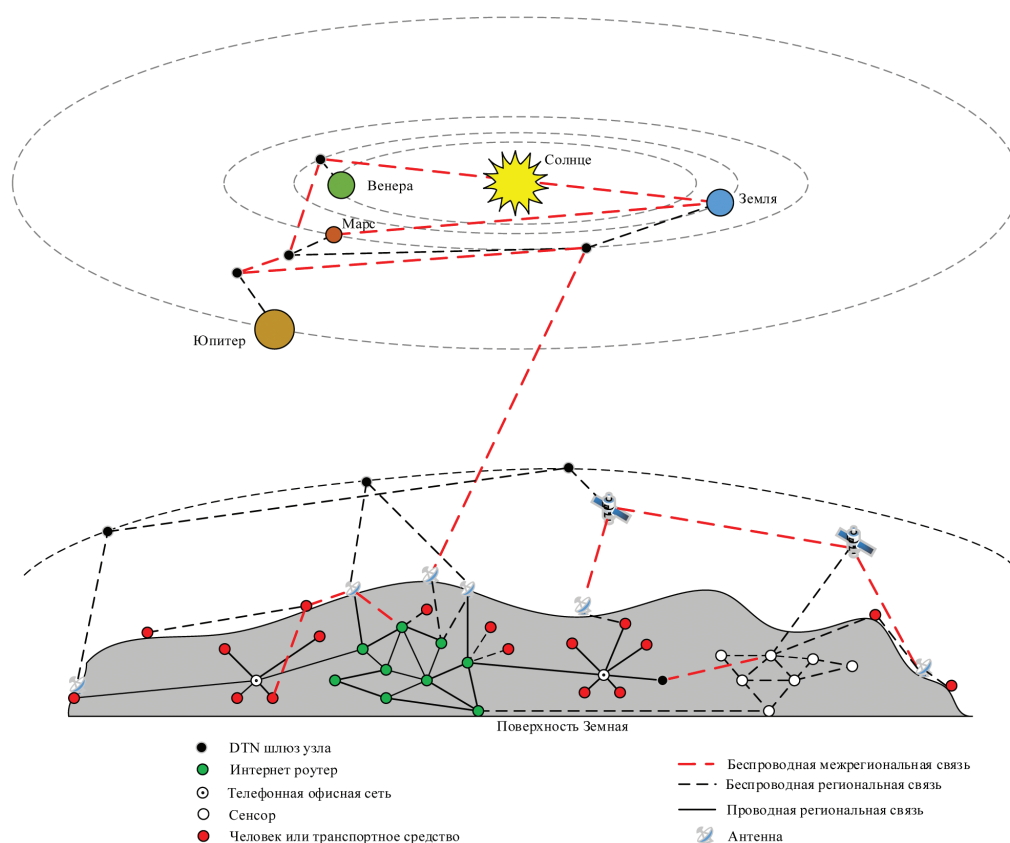


Рис. 1. Схема информационных взаимодействий в сети DTN

Fig. 1. A scheme of information interactions in the DTN network

сети в международную космическую инфраструктуру без значительных затрат.

Учитывая, что современный опыт построения наземных информационных систем и сетей базируется на использовании достаточно стабильных каналов, следует сказать, что одной из основных задач является разработка и реализация протоколов обмена данными, которые способны обеспечить гарантированную доставку информации в системах дальней космической связи в условиях длительных задержек прохождения сигнала и разрывов канала.

Международный Консультативный Комитет по космическим системам передачи данных (CCSDS) опубликовал ряд документов RFC, описывающих как концепцию технологии Disruption (Delay) Tolerant Networking (DTN) [2], так и отдельные элементы технологии [3, 4, 5]. Основанная на принципах DTN технологии сеть представляет собой надстройку над региональными сетями. Основные принципы архитектуры этой над сети изложены в документе RFC 4838 – Delay-Tolerant Networking Architecture [2].

На настоящий момент разработано несколько реализаций программного обеспечения DTN, однако многие вопросы функционирования сетей DTN требуют дальнейшего исследования и доработок. DTN представляет собой технологию обеспечения устойчивой и надежной связи в системах дальней космической связи, включающих объекты дальнего космоса и наземные системы связи. Схема информационных взаимодействий в сети DTN показана на рис. 1.

Основные проблемы, с которыми приходится сталкиваться в таких системах, состоят в следующем: задержки, искажения или разрывы связи.

Существенные задержки возникают при передаче информации на большие расстояния вследствие ограниченной скорости распространения радиоволн. Так, например, при полете к Марсу время прохождения сигнала может достигать десятков минут, в зависимости от положения Земли и Марса на их орбитах. Искажения выражаются в виде роста числа ошибок, обусловленного затуханием сигнала при передаче на сверхбольшие расстояния.

Искажения также могут быть вызваны солнечными бурями и другими факторами передачи данных в космосе. Разрывы связи обусловлены либо естественными причинами, либо причинами технологического характера.

Причины естественного характера: при проведении сеансов связи со спутником, находящимся на орбите вокруг Марса, необходимо учитывать, что связь со спутником невозможна в те моменты, когда он скрыт от Земли планетой Марс.

Технологические причины: связь наземных пунктов приема и обработки сигнала с объектом на поверхности Марса обеспечивается через спутник-ретранслятор на орбите Марса, который не может одновременно обеспечить связь с Землей и объектом на поверхности Марса. Иными словами, в каждый данный момент связь возможна либо с Землей, либо с объекта на поверхности Марса.

Основными протоколами передачи информации в DTN-сети являются Bundle-протокол Licklider-протокол [7].

Bundle-протокол (BP) является основным протоколом обмена данными между DTN узлами. Данный протокол разработан рабочей группой DTNRG. Полная техническая спецификация этого протокола описана в документе [3, 6]. Суть этого протокола заключается в том, что подлежащие пересылке данные, представляющие собой сообщение произвольной длины, трансформируются в специальные пакеты (Bundle), которые могут пересылаться в различных гетерогенных сетях. Каждый такой пакет (Bundle) содержит следующие типы данных:

- данные, сформированные на прикладном уровне, содержащие смысловую часть передаваемой информации;
- служебные данные, описывающие назначение, структуру, способы обработки и хранения передаваемых данных. Служебные данные формируются отправителем и предназначены получателю;
- заголовок пакета, содержащий адреса отправителя, получателя, промежуточных DTN узлов, принимающих на себя ответственность за доставку, и другую служебную информацию, определяемую Bundle протоколом.

Блоки во время передачи между DTN-узлами могут быть разделены еще на несколько связей, которые при необходимости могут фрагментироваться еще раз.

Деление сообщений на блоки и обратная сборка могут происходить в любом DTN-узле, выполняя важную роль по обеспечению эффективности использования каналов связи. Во-первых, размеры фрагментов подбираются таким образом, чтобы наиболее полно загружать канал и не допускать его простоев, во-вторых, в случае сбоя Bundle реструктурируется так, чтобы не допускать повторной отправки уже переданной части данных.

Передача данных от источника получателю организована на основе пакетов, содержащих несколько (не менее двух) блоков, структура которых описана ниже.

Структура первичного блока Bundle-протокола приведена в табл. 1, а структура блока полезной нагрузки в табл. 2.

Ключевые особенности этого протокола состоят в следующем:

- транзит данных на основе принципа ответственности за доставку;
- устойчивость к неожиданным разрывам связи;
- способность максимально эффективно учитывать известные заранее моменты разрывов связи и использовать существующие возможности связи;
- позднее связывание идентификаторов сетевой оболочки с реальными сетевыми адресами.

Протокол BP может взаимодействовать с разными протоколами транспортного уровня, расширяя возможности обмена информацией между DTN-узлами в гетерогенных сетях. В наземной сети протокол BP может работать поверх широко распространенного протокола TCP, предусматривающего механизм гарантированной доставки сообщений, однако при необходимости работы поверх протокола UDP или протоколов CCSDS обеспечение надежности доставки ложится на протокол LTP (LickliderTransmissionProtocol).

Licklider Transmission Protocol – протокол связи «точка–точка», разработанный для использования в каналах передачи данных

дальнего космоса. Этот протокол обеспечивает устойчивую связь при наличии больших задержек на прохождение сигнала, характерных для связи на большие, сравнимые с межпланетными, расстояния.

Этот протокол базируется на опыте разработки и использования протокола пересылки файлов – FileDeliveryProtocol (CFDP), разработанного CCSDS. Этот протокол рассматривается в качестве протокола нижнего уровня для Bundle протокола, предназначенного для межсетевого обмена информацией между различными типами сетей.

Возможности Licklider-протокола:

- надежная транспортировка важных данных (таких, как заголовок файла);
- ненадежная транспортировка менее важных данных (таких, как отдельные пиксе-

ли изображения – отдельные сбойные пиксели можно игнорировать при восстановлении целого изображения);

- независимость от переговорного процесса для установления связи, что имеет большое преимущество при большом времени на передачу данных;

- низкое потребление энергии при передаче, так как посылает данные только при наличии канала связи и различает уровни важности данных;

- совместимость работы таймеров протокола с коммуникационным расписанием и возможность приостановки в соответствии с расписанием доступности каналов связи;

- информированность о доступности канала связи, время необходимого для прохождения сигнала «туда–обратно»;

- протокол может поддерживать обмен данными в одном направлении, обходит проблемы, связанные с длительным временем прохождения сигнала в режиме «туда–обратно».

Приложение, использующее такой протокол, имеет возможность посылать данные двух типов (при этом любая часть может иметь нулевой размер).

Красная часть. Содержит данные, требующие надежной передачи. Получатель этих данных должен отослать подтверждение о получении, пока такое подтверждение не получено, отправитель должен хранить эти данные. Например, это может быть заголовок файла, который содержит важную информацию, необходимую для декодирования всего файла. Если этот заголовок будет утерян при передаче, все остальные данные невозможно будет декодировать.

Зеленая часть. Содержит данные, не требующие надежной доставки. Для этих данных не требуется уведомление об их получении, они могут быть удалены отправителем сразу же после их отправки.

Первый весомый шаг при отработке принципов создания космической информационной сети, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи был сделан в 2008 г. Лаборатория реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory – JPL) по контракту с NASA установила и протестировала элемен-

Т а б л и ц а 1

Структура первичного блока Bundle-протокола

The structure of the primary unit of Bundle-protocol

Номер версии протокола	Набор признаков
Длина блока	
Адрес получателя (в формате DTN)	
Адрес источника (в формате DTN)	
Адрес администратора (в формате DTN)	
Адрес опекуна (в формате DTN)	
Время создания	
Последовательный номер	
Время существования	
Длина словаря (число байтов)	
Словарь (массив переменной длины, состоящий из байтов)	
Fragmentoffset	
Полная длина массива прикладных данных	

Т а б л и ц а 2

Структура блока полезной нагрузки A structure of Payload Unit

Тип блока	Контрольные признаки процесса обработки
Длина блока	
Полезная нагрузка (переменной длины)	

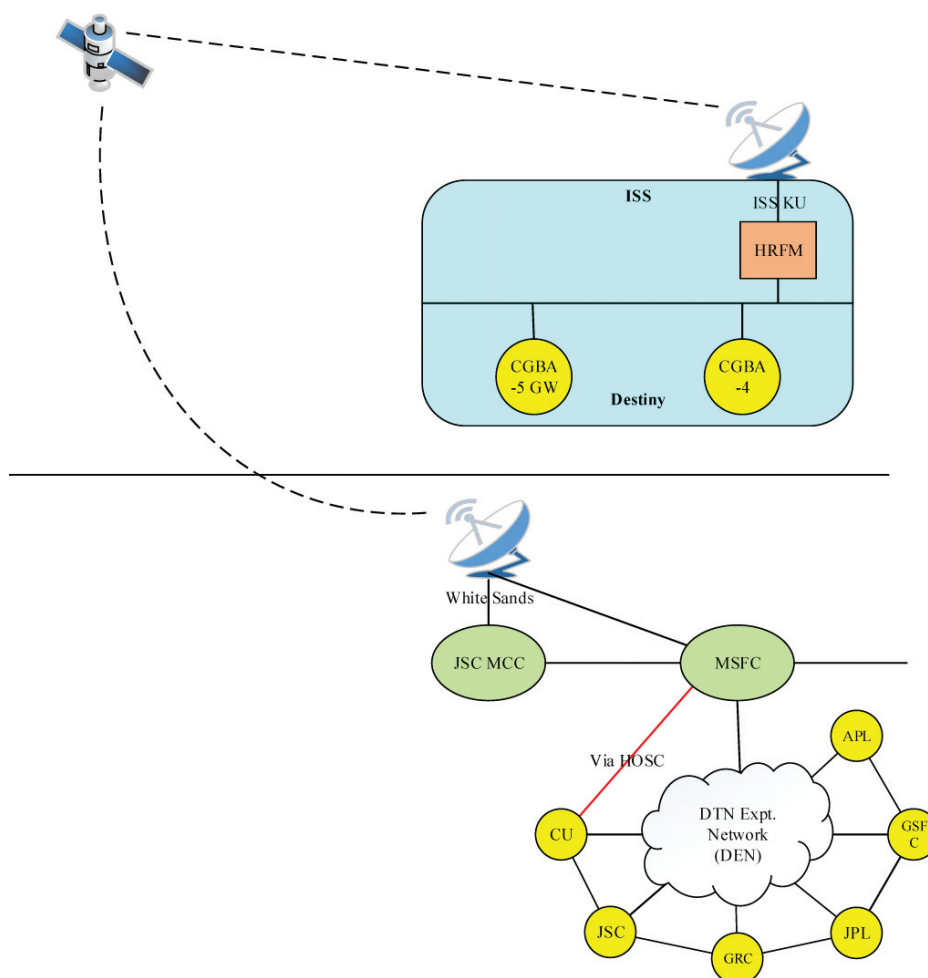


Рис. 2. Схема DTN-сети МКС
Fig. 2. A scheme of DTN-ISS network

ты (Bundle Protocol и Licklider Transmission Protocol) DTN-технологии на космическом аппарате дальнего космоса и девяти компьютерах в самой лаборатории. Этот эксперимент выполнялся в тесной кооперации с проектом EPOXI, который представляет собой комбинацию двух компонентов – наблюдения за планетами вне солнечной системы (эксперимент Extrasolar Planet Observations and Characterization – Epoch) и пролет около кометы Хартли 2 (эксперимент Deep Impact Extended Investigation – DIXI).

Эксперимент DINET начался, когда КА был на расстоянии около 15 млн миль (24 млн. км) от Земли. В ходе эксперимента через DTN-узлы в JPL на борт КА было передано около 300 изображений, после чего они были автоматически пересланы обратно в JPL. При этом обрабатывались следующие элементы DTN-технологии: формирование

DTN-связки (bundle), передача, сбор, динамическая маршрутизация, управление переполнением, порядок операций и процедуры автоматической пересылки. Данные элементы обрабатывались как на борту КА, так и на Земле, в течение 27 дней. В течение этого времени КА приблизился к Земле на расстояние около 15 млн км. Временные задержки сигнала составляли соответственно 81 с с начала эксперимента и 49 с к концу. Все пересылаемые бандлы были успешно получены без искажений, несмотря на некоторые плавающие проблемы в работе станций сети дальнего космоса (Deep Space Network – DSN) в процессе слежения. Эксперимент DINET показал возможность космического сетевого обмена данными между узлами с подобной Интернету автоматизацией и низкими затратами на обслуживание. Развитие технологии DTN позволит масштабировать космические сети

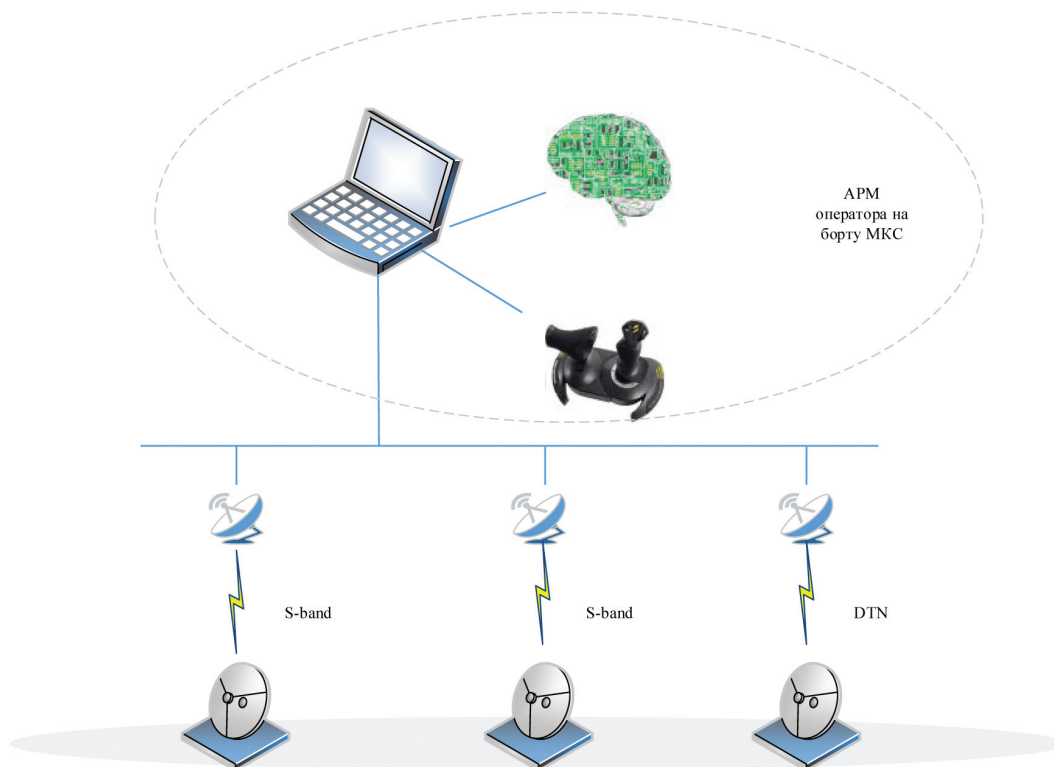


Рис. 3. Возможности управления напланетными автоматизированными устройствами
 Fig. 3. Management capabilities of planetary automated devices

и сократить время и усилия, необходимые для планирования и координации соединений в дальнем космосе. Кроме того, возможность автоматической маршрутизации информации между КА, находящихся близко друг к другу, дает возможность оперативной гарантированной доставки больших объемов научной информации потребителям [1].

Далее, на борту МКС был создан тестовый стенд для проведения испытаний технологии DTN, включающий два коммерческих универсальных аппарата для обработки биологических данных – Commercial Generic Bioprocessing Apparatus (CGBA), которые формируют данные телеметрии полезной нагрузки в формате DTN и затем передают их в наземные центры управления (рис. 2).

Эксперимент проводится под наблюдением и контролем Центра Управления полезной нагрузкой компании BioServe, находящегося в инженерном центре университета Колорадо (г. Боулдер). Получаемые на лабораторных установках данные первоначально собираются на Compact Flash накопителе, а затем в автоматическом режиме отправляются в центр поддержки исследований CGBA. Для автома-

тизированной передачи команд используется восходящий канал S-диапазона. Для нисходящего потока данных отводится 500-килобитный канал. Данные исследования необходимы для отработки коммуникационного программного обеспечения, реализующего протоколы DTN, в реальных условиях космоса с целью использования его на космических аппаратах, удаленных от околоземных орбит, транспортных средствах и объектах инфраструктуры поддержки на поверхности другой планеты.

Следующим шагом стал проект METEORON [8, 9], который реализуется в сотрудничестве NASA, DLR (Германия), Роскосмоса, РКК Энергия и ЦНИИ РТК (Санкт-Петербург). Этот проект является началом использования МКС в качестве испытательного полигона для моделирования действий на пилотируемой станции, находящейся на орбите вокруг Луны, Марса или астероидов. В данном проекте предусматривается ряд экспериментов, направленных на отработку взаимодействий космонавтов и спускаемых на поверхность планеты автоматизированных устройств, выполняющих научные и инженерные задачи, при освоении других планет. Операции могут выполняться как под

контролем оператора в реальном масштабе времени, так и автономно под управлением планировщика заданий в зависимости от доступных в данный момент каналов связи между бортом орбитальной станции и напланетной сетевой инфраструктурой, поэтому для обмена информацией между оператором и автоматизированными устройствами используются как прямое соединение, так и соединение на основе DTN-технологии (рис. 3).

Экспериментальное оборудование и узел DTN находится на МКС в европейском модуле Columbus, канал связи обеспечивается системой Контур-2, расположенной на модуле «Звезда». На первой фазе проекта демонстрировались возможности технологии DTN для управления роботизированной системой, проверялась возможность управления роботом с помощью экзоскелета. Вторая фаза проекта направлена на отработку тактильной и захватывающей технологии при управлении роботами в условиях невесомости [1].

Рассмотрим более подробно структуру DTN-сети. В DTN архитектуре узлом называется некий объект сети, реализующий взаимодействия уровня Bundle-протокола. Условно узлы по функционалу делят на хосты, маршрутизаторы и шлюзы. Хост посылает и принимает целевую информацию, но не передает ее другим узлам. Хост может быть источником или получателем, опционально может оснащаться хранилищем для поддержки надежной передачи в нестабильных каналах. Маршрутизатор передает целевую информацию в пределах одного DTN региона и может быть хостом, также опционально может оснащаться хранилищем для поддержки надежной передачи в нестабильных каналах. Шлюз передает целевую информацию между двумя или более DTN регионами, которые представляют собой гетерогенные сети и всегда оснащаются хранилищем для долговременного содержания передаваемых данных. Шлюз может использоваться также в качестве хоста [11].

Узлы в DTN-сети обозначаются с помощью специальных идентификаторов EndpointIdentifiers (EID) переменной длины, имеющих в основе синтаксис URI, широко из-

вестный по использованию в сети Интернет. Вместе с целевой информацией передается также EID источника, получателя, а также одного или нескольких узлов, которым следует отправлять диагностические сообщения о перемещении данной информации в сети.

Данные приложений перед отправкой на транспортный уровень сначала преобразуются в связки (бандлы) блоков данных, состоящие не менее чем из двух блоков. Каждый блок может содержать данные приложения или служебную информацию, используемую для доставки бандлов к месту назначения. Блоки во время передачи между DTN-узлами могут быть разделены еще на несколько связок. Деление сообщений на блоки и обратная сборка могут происходить в любом DTN-узле, выполняя важную роль по обеспечению эффективности использования каналов связи. Размеры фрагментов подбираются исходя из условия наиболее полной загрузки канала.

С помощью некоторого количества узлов сети, представляющих собой серверы, поддерживающие временное хранение информации, можно организовывать сервис, обеспечивающий гарантированную доставку данных. Реализация принципа custody transfer сводится к организации приема-передачи таким образом, чтобы принимающий сообщение (или фрагмент сообщения) DTN-узел сохранял его в своем запоминающем устройстве до тех пор, пока оно не будет доставлено следующему DTN-узлу, который обеспечит последующее хранение и доставку сообщения получателю. В силу особенностей связи в дальнем космосе это время может быть довольно продолжительным, поэтому для временного хранения передаваемых сообщений узлы должны иметь долговременное запоминающее устройство.

Следует отметить, что требования безопасности для сети DTN [10] несколько отличаются от традиционной модели безопасности, так как помимо защиты информации на конечных точках необходима защита информации на маршрутизаторах (роль которых выполняют DTN-узлы). Такая необходимость появляется вследствие того, что время пребывания информации на маршрутизаторе может быть значительным по сравнению с наземными сетями.

Для реализации модели безопасности в сетях DTN каждое сообщение содержит неизменяемую «почтовую марку», содержащую идентификационные данные отправителя, запрашиваемый класс обслуживания и другие материалы шифрования для проверки правильности содержания сообщения. Маршрутизаторы проверяют полномочия принимающего узла на каждом DTN-переходе и отбрасывают сообщение по возможности раньше, если проверка не прошла. Конфиденциальность определяется как гарантия того, что целевая информация будет доступна только уполномоченным узлам DTN-сети. Для обеспечения конфиденциальности используются механизмы шифрования, предотвращающие несанкционированное использование целевой информации.

Таким образом, основными принципами создания космической сети, устойчивой к разрывам и задержкам в каналах связи при реализации космических миссий, являются:

- создание DTN-узлов на основе рекомендаций подкомитета CCSDS;
- определение единых правил, реализующих гибкую систему адресации;
- обеспечение возможности передачи пакетов данных произвольной длины;
- автоматизация процедур контроля и учета передачи пакетов (custody transfer);
- обеспечение защиты от несанкционированного доступа и конфиденциальность информации.

GENERAL PRINCIPLES OF CREATION OF SPACE INFORMATION NETWORK TOLLERANT TO DISRUPTIONS AND DELAYS IN COMMUNICAION CHANNELS

Sokolov N.L., TsNIIMash, MCC, Ph.D. (Tech.); **Antonov I.D.**, TsNIIMash, MCC; **Zelenov D.A.**, TsNIIMash, MCC, Ph.D. (Tech.); **Glazkov A.V.**, TsNIIMash, MCC, Ph.D. (Tech.); **Titov A.N.**, TsNIIMash, MCC, Ph.D. (Physics and Mathematics)

sokolov@mcc.rsa.ru, aid@mcc.rsa.ru, zelenov@mcc.rsa.ru, a.glazkov@mcc.rsa.ru, alexandre_titov@hotmail.com

Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMash),
Mission Control Center, 4, st. Pioneerskaya, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

The article reviews the questions of creation of space information network tolerant to disruptions and delays in communication channels and based on Disruption Tolerant Networking (DTN) technology. The article highlights the disadvantages of current informational interaction technology during the implementation of space missions including ones in deep space. Main issues which are faced with in such systems are comprised of delays, distortions and link disruptions while implementing informational interaction during the process of spacecraft control and payload data reception. The article describes and defines general principles of creation of space information network tolerant to disruptions and delays in communication channels during the implementation of deep space missions. These principles include: the creation of DTN nodes based on CCSDS sub-committee's recommendations, the creation of a flexible addressing system, the provision of a possibility to transmit data packets of a random length, the automation of monitoring procedures and procedures of packet transfer accounting, the protection from unauthorized access and also the provision of information privacy. The possibility of further integration of the elements of a created network into the international space infrastructure without tangible additional expenditures is also taken into account. The article describes the protocols of information transmission to DTN-networks the main of which are Bundle-protocol (the main protocol of data exchange between DTN nodes) and Licklider-protocol (the protocol of a lower level for the Bundle protocol). Their structure and features are described in the article. The article also contains a short review of the international experience in experiment carrying out for DTN technology testing in real space conditions.

Keywords: spacecraft, space net, deep space, informational interaction, spacecraft control, protocol.

Библиографический список/References

1. Аналитический обзор текущего состояния работ по обработке технологии DTN по материалам зарубежных источников, ФГУП ЦНИИмаш, 2013. *Analiticheskiy obzor tekushchego sostoyaniya rabot po otrabotke tekhnologii DTN po materialam zarubezhnykh istochnikov* [An analytical overview of the current state of the work on developing the technology DTN based on foreign sources], FSUE TsNIIMash 2013., FGUP TsNIImash, 2013
2. RFC 4838. V. Cerf, etal. Delay-Tolerant Networking Architecture. Reston, Virginia: ISOC, April 2007.
3. RFC 5050. K. Scott and S. Burleigh. Bundle Protocol Specification. Reston, Virginia: ISOC, November 2007.
4. RFC 5325. Licklider Transmission Protocol – Motivation, September 2008.
5. RFC 5326. Licklider Transmission Protocol – Specification, September 2008.
6. Omar Mukhtar, «Design and Implementation of Bundle Protocol Stack for Delay-Tolerant Networking», Helsinki University Of Technology.
7. Y. Xian, C. Huang and J.Cobb «Look-Ahead Routing and Message Scheduling in Delay-Tolerant Networks» Proc. of 35th IEEE Conference on Local Computer Networks, Denver, Colorado, October 2010.
8. K. Fall, A. McMahon. «DTN Reference Implementation Update», November 13, 2009.
9. K. Gifford, A. Jenkins, and S. Kuzminsky, «BDTN experiments onboard the International Space Station», presented at the METERON Presentation to CCSDS, Spring Meeting, May 4, 2010.
10. V. Zaborovsky «Architecture of Distributed Network Processors: Specifics of Application in Information Security Systems», 4-th International Conference on Networking, Reunion Island, France, April 2005, Proceedings, Part II, p.681-688.
11. Will Ivancic, Phil Paulsen, Dave Stewart, John Taylor, Scott Lynch, Jay Heberle, James Northam, Chris Jackson and Lloyd Wood «Large File Transfers from Space using Multiple Ground Terminals and Delay-Tolerant Networking» IEEE Globecom, Miami, Florida, pp. 1-6, December 2010.

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАТОПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СПУСКЕ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

В.А. ЕСАКОВ, *проф. каф. САУ МГУЛ, акад. РАКЦ, канд. техн. наук,*
С.И. КУДРЯВЦЕВ, *нач. лаб. ФГУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук,*
Д.Н. СЕРЕГИН, *асп. каф. САУ МГУЛ*

dimitr.seregin@gmail.com

МОО «Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского»,
125047, Москва, ул. Бутырский вал, д. 18, стр. 2
ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш),
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4
ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»,
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Рассматривается задача повышения безопасности пилотируемых орбитальных космических полетов, связанная с организацией затопления (утилизации) несгоревших элементов конструкции отделяемого двигательного отсека пилотируемого корабля в пустынном районе Тихого океана. Двигательный отсек, не оборудованный системой теплозащиты, в процессе неуправляемого спуска в плотных слоях атмосферы разрушается под действием тепловых и аэродинамических нагрузок. Несгоревшие элементы конструкции достигают поверхности Земли и представляют собой реальную угрозу. В такой ситуации необходимо наличие в составе двигательного отсека системы управления, позволяющей выполнить организованную утилизацию несгоревших элементов конструкции в безопасном районе. Баллистическая схема операций при этом предусматривает проведение торможения корабля для посадки возвращаемого аппарата в заданном районе территории России, отделения двигательного отсека, его доразгона для обеспечения требуемого времени существования на орбите и последующего торможения для окончательного увода с орбиты. В статье кратко описывается возможное расположение районов посадки возвращаемого аппарата и затопления двигательного отсека при спуске с орбиты Международной космической станции. Рассматриваются вопросы выбора параметров импульса доразгона и импульса торможения двигательного отсека. Описывается методическое и программно-математическое обеспечение исследований. Приводятся результаты численного моделирования для выбора параметров схемы и оценки расхода топлива. Результаты получены для всего возможного диапазона географического расположения районов посадки возвращаемого аппарата. Выбранные параметры импульса доразгона могут быть приняты постоянными для всех случаев спуска корабля в штатных и нештатных ситуациях. Предлагается возможный состав бортовых алгоритмов баллистического обеспечения утилизации двигательного отсека.

Ключевые слова: перспективный пилотируемый космический корабль, спуск с орбиты, двигательный отсек, безопасная утилизация.

Обеспечение безопасности экипажа, поисково-спасательной службы, местного населения и наземной инфраструктуры является одной из важнейших задач, решаемых в процессе проектирования и выполнения пилотируемых космических полетов. Наиболее ответственным участком, определяющим выполнение программы полета пилотируемого транспортного корабля (ПТК) в целом, является спуск возвращаемого аппарата (ВА) в атмосфере Земли и его мягкая посадка в заданном районе. Задача обеспечения безопасности является комплексной, и ее решение определяется такими факторами, как:

– географическое расположение районов посадки;

- размеры районов посадки;
- характеристики местности в районах посадки;
- размеры области рассеивания точек приземления ВА, характеризующие степень совершенства системы управления спуском и системы мягкой посадки;
- состав отсеков ПТК;
- схема спуска;
- схемы резервирования спуска.

Рассмотрим класс ПТК, имеющих в своем составе оборудованный системой теплозащиты ВА скользящего типа и двигательный отсек (ДО), лишенный теплозащиты [1–3]. Функцией ДО является обеспечение требуемых условий входа ВА в плотные слои атмосферы. При подходе

ТПК к границе плотных слоев атмосферы ДО отделяется и в процессе неуправляемого баллистического спуска под действием аэродинамических и тепловых нагрузок разрушается. Несгоревшие элементы конструкции (НЭК) ДО достигают поверхности Земли. При этом НЭК имеют значительную кинетическую энергию и представляют собой реальную угрозу.

В настоящее время для околоземных полетов на Международную космическую станцию (МКС) используются ТПК типа «Союз ТМА». Точность посадки их ВА для штатного спуска в режиме автоматического управления составляет не хуже 20 км [4]. Районы посадки расположены на территории Республики Казахстан, где равнинная степная местность занимает значительные площади. Район падения НЭК ДО и бытового отсека [3] непосредственно примыкает к району посадки ВА.

Повышение точности управления спуском и, тем самым, снижение требований к размерам районов посадки ВА позволит осуществлять посадку ВА на территории России. Результаты многочисленных исследований (например, [2, 5–8]) показывают, что использование гибких терминальных алгоритмов управления спуском может обеспечить приведение ВА в заданный район с ошибкой не более 1 км. Такая точность предусматривается, в частности, для создаваемого в России ПТК нового поколения [9]. Однако при переносе районов посадки ВА на территорию России решение задачи безопасной утилизации НЭК ДО становится весьма актуальным.

При спуске ПТК с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) имеется возможность организации утилизации (затопления) НЭК ДО в пустынном районе южной части Тихого океана. Этот район используется для затопления НЭК грузовых автоматических кораблей типа «Прогресс М». В этом же районе завершился полет орбитальный комплекс «Мир» [10]. Схема затопления ДО ПТК предполагает выполнение доразгона ДО после разделения отсеков ПТК. При этом обеспечивается гарантированное существование

ДО на орбите в течение нескольких витков. Затопление НЭК ДО в заданном районе океана производится посредством решения задачи прицеливания и выдачей соответствующего тормозного импульса.

Решению задачи оценки параметров рассматриваемой схемы безопасной утилизации НЭК ДО, включая потребные затраты топлива, для всех возможных вариантов расположения районов посадки ВА на территории России, а также определению состава бортовых алгоритмов баллистико-навигационного обеспечения (БНО) ДО посвящается настоящая статья.

Районы посадки ВА и район затопления НЭК ДО

Оптимальным при спуске с ОИСЗ является расположение районов посадки ВА на широте, близкой по величине к наклону орбиты. В этом случае обеспечивается возможность посадки для максимального количества витков в каждые сутки полета [1]. Возможное расположение районов посадки для орбиты МКС (наклонение 51.6°) на территории России и трассы посадочных витков для крайних по долготы районов показаны на рис. 1. Долгота посадки ВА при этом находится в диапазоне от $46^\circ 22' 09''$ в.д. до $128^\circ 29' 23''$ в.д.

Как было отмечено выше, для затопления НЭК ДО планируется использовать район в южной части Тихого океана. Размеры района допускают рассеивание точек падения НЭК для нескольких витков в каждые сутки полета до 5000–6000 км по продольной дальности. Для крайних посадочных витков протяженность района уменьшается. Данная величина является ограничением сверху при выборе величины тормозного импульса ДО. Расположение района затопления, трасс спуска и областей рассеивания НЭК ДО для крайних посадочных витков показаны на рис. 2.

Методическое и программно-математическое обеспечение исследований

Проведенные проектно-баллистические исследования базировались на чис-

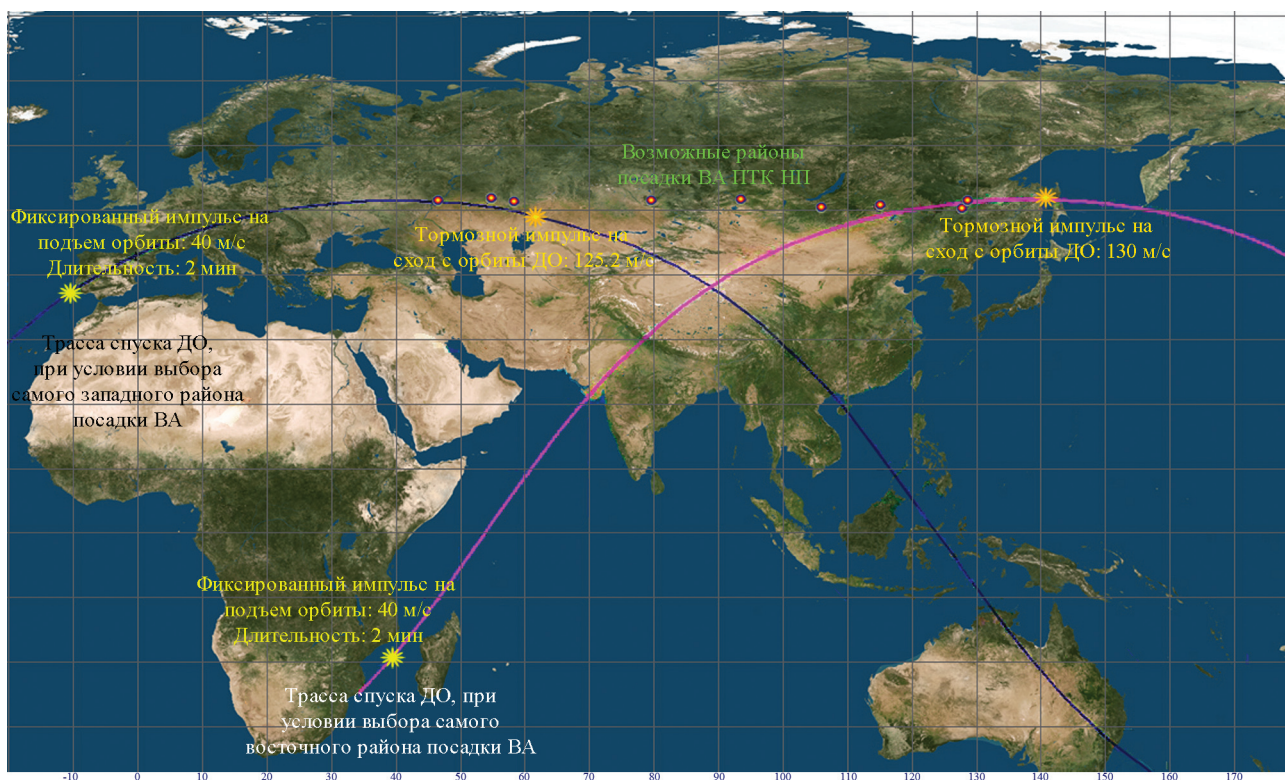


Рис. 1. Трассы спуска и возможные районы посадки ВА

Fig. 1. Pistes and possible landing regions of BA

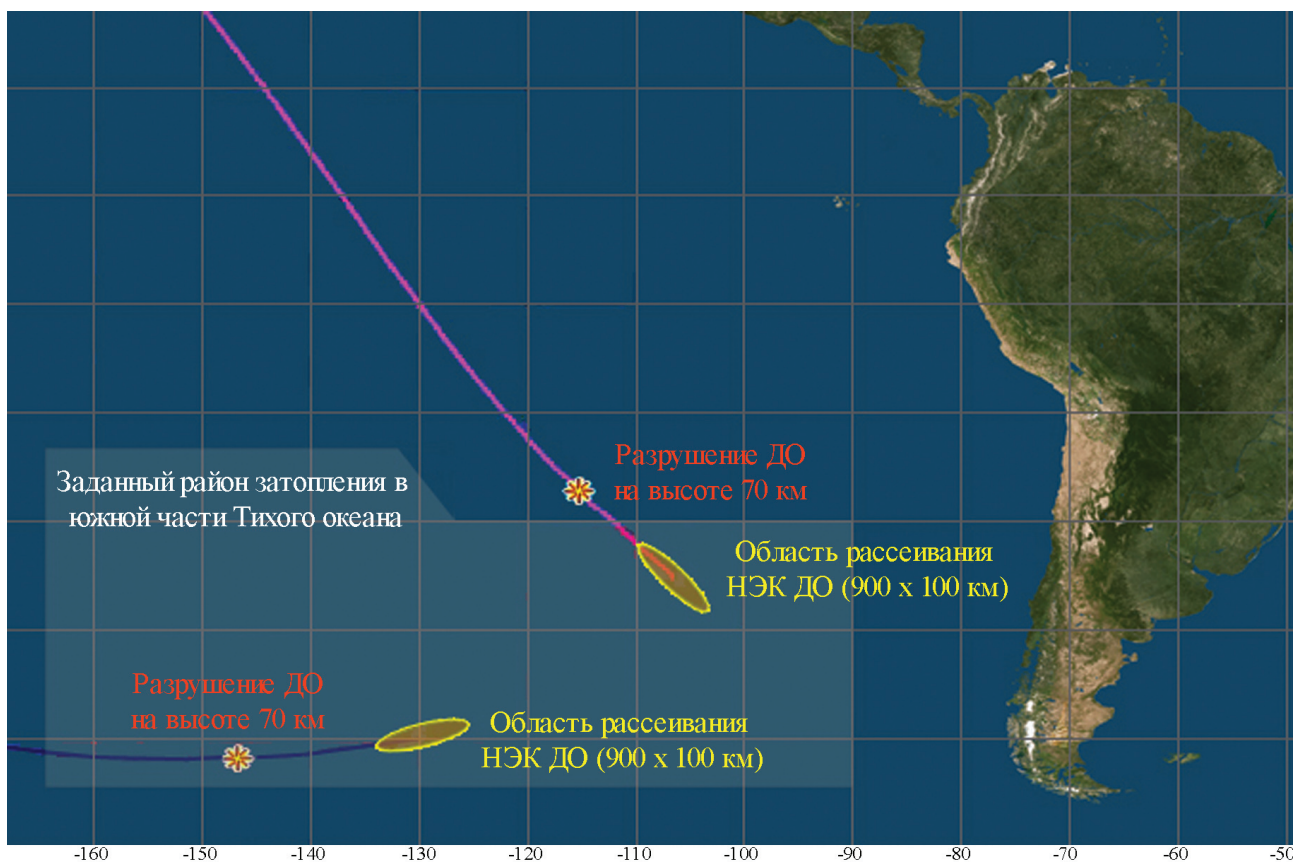


Рис. 2. Район затопления, трассы спуска и области рассеивания точек падения НЭК ДО

Fig. 2. The area of flooding, pistes and dispersion points of EB UE fall

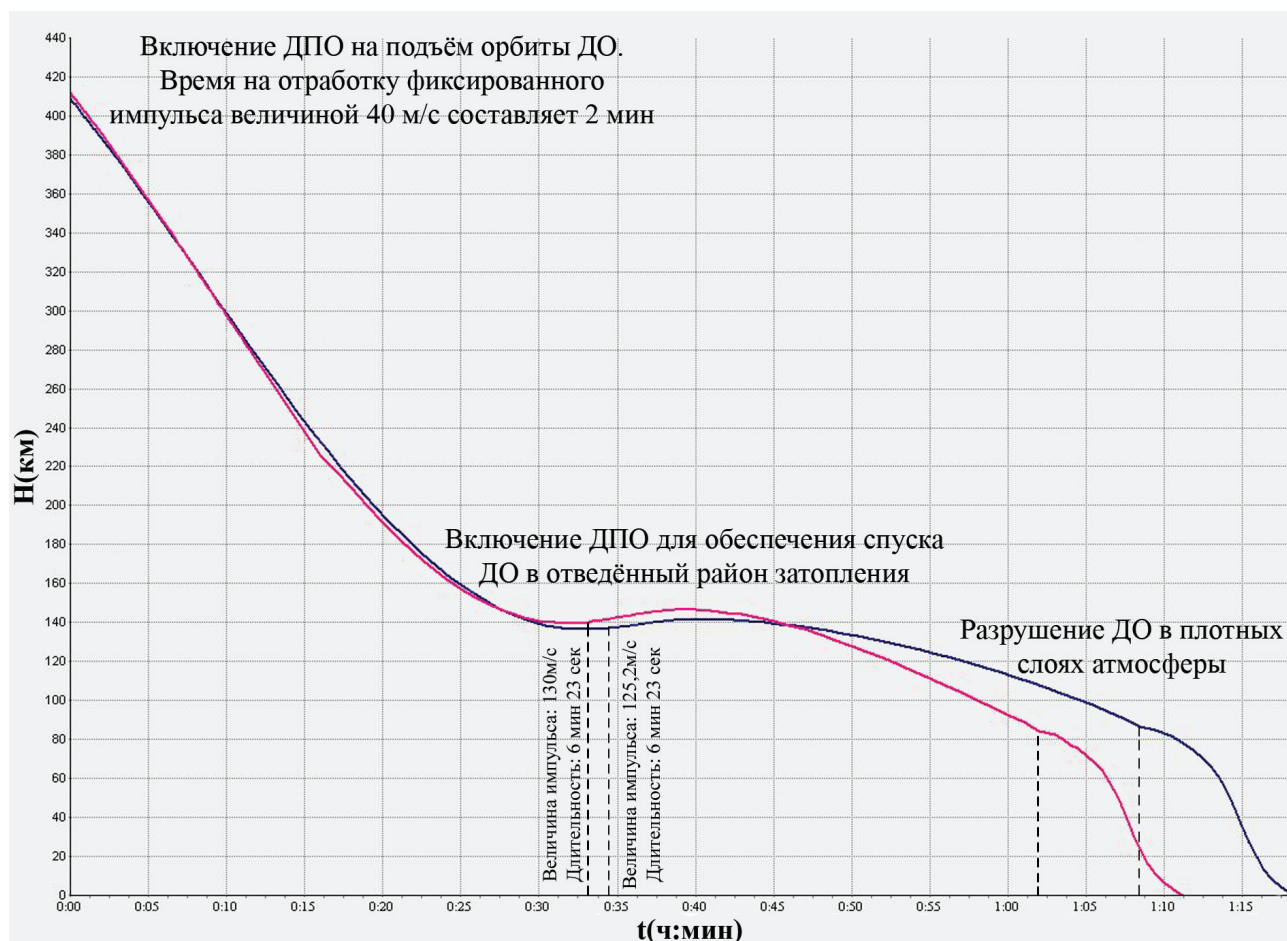


Рис. 3. Профили высоты полета ПТК и ДО при спуске с ОИСЗ
 Fig. 3. Profiles of PTS and EB flight height during the descent from the orbit of an artificial satellite

ленном моделировании невозмущенного движения ПТК, ВА и ДО на внеатмосферном (участок полета по орбите МКС, сход с орбиты и подход к плотным слоям атмосферы) и атмосферном участках полета. Интегрирование дифференциальных уравнений движения центра масс производилось методом Адамса. Модель движения центра масс учитывала влияние гравитационного поля Земли (модель 2Ч0), аэродинамической силы лобового сопротивления (динамическая модель атмосферы ГОСТ 25645.115-84 и статическая модель атмосферы ГОСТ 4401-73 с учетом сезонно-широтных вариаций плотности и скорости ветра) и силы тяги тормозной двигательной установки (ТДУ).

Номинальная невозмущенная траектория спуска ВА выбиралась на основании решения задачи двухкоординатного (по широте и долготе) прицеливания в заданную

точку посадки. Управляющими параметрами при спуске с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) являлись время включения тормозной двигательной установки (ТДУ), направление и величина бокового маневра.

Параметры импульса доразгона ДО после разделения отсеков ПТК выбирались из условия обеспечения величины минимальной высоты переходной орбиты не менее 130 км.

Параметры тормозного импульса затопления ДО выбирались из условия прицеливания центра области рассеивания точек падения НЭК в середину участка трассы витка спуска в пределах отведенного района. В качестве центра принималась точка падения НЭК, имеющего величину приведенной нагрузки на мидель $P_x = 400 \text{ кг/м}^2$ (камеры сгорания двигателей, шар-баллоны высокого давления). Принималось, что

разрушение ДО происходит мгновенно на высоте 70 км, при этом могут образовываться НЭК с величинами P_x от 80 кГ/м² до 1600 кГ/м².

Для оценки размеров области рассеивания НЭК учитывалось влияние следующих факторов:

- разброс параметров переходной орбиты;
- ошибки построения ориентации ДО перед включением ТДУ;
- ошибки знания массы ДО;
- разброс характеристик ТДУ (тяги, удельный импульс тяги);
- ошибка знания силовых аэродинамических характеристик ДО;
- предельные вариации плотности атмосферы и скорости ветра;
- разброс величины P_x НЭК.

Программная реализация перечисленных методик основана на программном комплексе, который на протяжении длительного времени используется для оперативного баллистико-навигационного обеспечения спусков транспортных кораблей типа «Союз» и «Прогресс» [11]. Для рассматриваемых исследований комплекс относительно его современного состояния был доработан с учетом особенностей решаемых задач.

Определение величины импульсов доразгона и торможения ДО

По результатам расчетов было принято, что импульс доразгона должен составлять 40 м/с. Выполнение этого требования необходимо для обеспечения величины минимальной высоты переходной орбиты не менее 130 км. Увеличение импульса ведет к перерасходу топлива, а уменьшение – к нарушению условия существования ДО на орбите. Отметим, что найденная величина импульса доразгона может быть принята постоянной для всех случаев возможного спуска ПТК в нештатных ситуациях с более низких орбит.

Исследования движения ВА и ДО после разделения показали, что величина импульса на сход ДО с орбиты и затопления НЭК в

отведенном районе возрастает при увеличении времени между моментами включения одного из МД на спуск ВА и ДПО на подъем орбиты ДО. Следовательно, разгонный импульс необходимо выдавать как можно раньше, с учетом обеспечения безопасности ВА и экипажа.

Следующим фактором является географическое положение района посадки ВА, так как от него зависит количество времени, отведенного на проведение маневра. На рис. 3 видно, что при условии посадки в самом восточном районе момент разрушения ДО наступает раньше, поэтому необходимо увеличивать величину импульса на торможение.

Оценка затрат топлива на операции по затоплению ДО

Расход топлива при проведении операций по затоплению ДО зависит от различных факторов, среди которых выделяются: характеристики двигательных установок и выбор района посадки ВА. Расчет затрат топлива проводился с учетом двух крайних районов посадки и следующих характеристик маршевого двигателя (МД), двигателя перемещения и ориентации (ДПО).

Характеристики МД:

- тяга 2016 кГ;
 - удельный импульс тяги 325 кГ/(кГ/с).
- Характеристики ДПО:
- тяга 25 кГ;
 - удельный импульс тяги 307 кГ/(кГ/с);
 - тяга при работе 6 ДПО 141 кГ.

Результаты математического моделирования показали, что расход топлива можно считать приемлемым, т. к. на все операции затраты не превышают 250 кг.

Состав комплекса бортовых алгоритмов БНО затопления ДО

Состав комплекса определяется следующими взаимосвязанными факторами:

- характеристиками бортовой вычислительной машины («свободными мощностями») БЦВМ при решении текущих задач навигации, управления полетом и бортовыми системами);

– потребными затратами оперативной памяти БЦВМ и времени на решение задач БНО затопления ДО;

– распределением задач между бортовым и наземным сегментами контура управления.

К числу задач БНО спуска ПТК с посадкой ВА и затопления НЭК ДО в заданных районах относятся:

– расчет параметров импульса схода с ОИСЗ и параметров настройки системы управления спуском для посадки ВА в заданном районе (может выполняться как на Земле, так и на борту ПТК);

– расчет параметров импульса доразгона ДО. Приведенные в настоящей статье результаты показывают, что значения этих параметров могут быть приняты фиксированными и в уточнении для конкретной полетной ситуации не нуждаются;

– расчет параметров тормозного импульса для затопления НЭК в заданном районе по реализовавшимся параметрам переходной орбиты ДО. В связи с жесткими временными ограничениями на решение этой задачи в наземном сегменте целесообразно выполнять его на борту ДО.

Таким образом, в состав комплекса бортовых алгоритмов БНО ДО должны быть включены:

– алгоритм решения навигационной задачи (определения текущих векторов положения и скорости центра масс), построенный, например, на использовании спутниковых навигационных измерений;

– алгоритм решения краевой задачи прицеливания для определения параметров тормозного импульса.

Необходимо также наличие в качестве вспомогательного алгоритма оценивания текущих значений массы ДО и расходимых запасов топлива.

Выводы

1. Проведен комплексный баллистический анализ проблемы безопасной утилизации несгоревших элементов конструкции двигательного отсека перспективного пилотируемого космического корабля при его

спуске с орбиты искусственного спутника Земли.

2. Рассмотрена схема и определены параметры гарантированного затопления несгоревших элементов конструкции двигательного отсека в пустынном районе Тихого океана.

3. Предложен состав бортовых алгоритмов баллистико-навигационного обеспечения затопления двигательного отсека.

Библиографический список

1. Иванов, Н.М. Баллистика и навигация ЛА / Н.М. Иванов, А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 1986.
2. Охоцимский, Д.Е. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу / Д.Е. Охоцимский, Ю.Ф. Голубев, Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, 1975.
3. Космические аппараты; под ред. К.П. Феоктистова. – М.: Воениздат, 1983.
4. Беренов, Н.К. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА» / Н.К. Беренов, В.Н. Бранец, С.Н. Евдокимов, С.И. Климанов, Л.И. Комарова, Е.А. Микрин, В.С. Рыжков, Р.М. Самитов // Гироскопия и навигация, 2004. – № 3.
5. Коросташевский, Г.Н. Об алгоритмах радионавигации в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов / Г.Н. Коросташевский, Н.М. Иванов, О.А. Ногов // Космические исследования, 1973. – Т. XI. – Вып.1.
6. Иванов, Н.М. Информативный алгоритм терминального управления спуском в атмосфере Земли летательных аппаратов с малым аэродинамическим качеством / Н.М. Иванов, С.И. Кудрявцев // Космические исследования, 1988. – Т. XXVI. – Вып.4.
7. Дудар, Э.Н. Управление боковым траекторным движением космического аппарата в атмосфере / Э.Н. Дудар, В.А. Ярошевский // Космические исследования, 1983. – Т. IX. – Вып. 1.
8. Кудрявцев, С.И. Особенности точного наведения пилотируемых космических аппаратов на конечном участке их спуска. ЦНИИмаш / С.И. Кудрявцев // Ракетная и космическая техника, 1990. – Сер. IX. – Вып. 1.
9. Афанасьев, И. Перспективный транспортный корабль нового поколения / И.Афанасьев // Новости космонавтики, 2014. – № 9.
10. Бородин, И.М., Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Operational ballistic-flight navigation software orbital complex «Mir» on the last turn of its existence / И.М. Бородин, С.И. Кудрявцев, А.А. Савченко // TsNIIMash, Sb. «Space and Rocket Science», 2001. – Вып.25.
11. Кудрявцев, С.И., Савченко А.А. Automated set of programs for calculating slopes «Soyuz TM» and «Progress M» / С.И. Кудрявцев, А.А. Савченко // TsNIIMash, Sb. «The rocket and space technology», 1991. – Сер. IX. – Вып. 2.

**BALLISTIC DESIGN OF ENGINE BAY SPLASH-DOWN OF A PROSPECTIVE MANNED SPACECRAFT
DURING THE DEORBITING OF AN ARTIFICIAL EARTH SATELLITE**

Esakov V.A., Prof. MSFU, Acad. TRAC, Ph.D Sci. (Tech.); **Kudryavtsev S.I.**, TsNIIMash, Ph.D (Tech.); **Seregin D.N.**, pg. MSFU

dimitr.seregin@gmail.com

Russian Academy of Cosmonautics K.E. Tsiolkovsky. Butyrsky Val Str. 18, p. 2, Moscow, Russia, 125047
Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMash), Mission Control Center, 4, st. Pioneerskaya, Korolev, Moscow region,
141070, Russia

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytisch, Moscow reg., Russia

The article regards the problem of safety increasing of manned orbital spaceflights. The problem is connected with the organization of utilization of spacecraft engine bay's (EB) unburned elements (UE) at a desert area in the Pacific ocean. Engine bay having no thermoprotection system is destroyed during the reentry phase due to action of thermo and aerodynamical loads. Unburned construction elements reach the surface of the Earth and are of a real danger. At such a situation it is necessary to have a control system in engine bay which allows to make an organized utilization of unburned elements in a safe region. The ballistic scheme of operations in this case includes: spacecraft deboost for the landing of a return module at given site in Russia, engine bay separation, its reboost in order to provide necessary lifetime at the orbit and, finally, a following deboost for deorbiting. The paper includes a brief description of a possible geographical allocation of return module landing sites and the description of engine bay splash-down area during the return from International space station orbit. The issues of selection of reboost and deboost impulse parameters of engine bay are considered. Methodical and software research provision are described. The results of numerical simulation for the scheme parameters selection and fuel rate estimation are presented. The results have been obtained for the all possible diapasons of geographical allocations of the sites of return module landing. The selected parameters of reboost impulse can be used as constants in all the cases of spacecraft's reentry in nominal and off-nominal situations. A possible set of onboard ballistic support algorithms for engine bay utilization is proposed.

Keywords: prospective manned spacecraft, reentry, engine bay, safe utilization.

References

1. Ivanov N.M., Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya LA* [Ballistics and navigation of aircraft]. M.: Engineering, 1986.
2. Okhotsimskiy D.E., Golubev Yu.F., Sikharulidze Yu.G. *Algoritmy upravleniya kosmicheskimi apparatami pri vkhode v atmosferu* [Control algorithms spacecraft during re-entry]. M.: Science, 1975.
3. *Kosmicheskie apparaty* [Spacecraft]. M.: Military Publishing, 1983.
4. Berenov N.K., Branets V.N., Evdokimov S.N., Klimanov S.I., Komarova L.I., Mikrin E.A., Ryzhkov V.S., Samitov R.M. *Sistema upravleniya spuskom kosmicheskogo apparata «Soyuz TMA»* [Descent control system of the spacecraft «Soyuz TMA»]. «Gyroskopy and Navigation» № 3, 2004.
5. Korostashevskiy G.N., Ivanov N.M., Nogov O.A. *Ob algoritмах radionavedeniya v primeneni k upravleniyu spuskom v atmosfere Zemli kosmicheskikh apparatov* [About algorithms for radio guidance in applying to the management of the descent into the Earth's atmosphere spacecraft]. «Space Exploration», t.XI, Issue 1, 1973.
6. Ivanov N.M., Kudryavtsev S.I. *Informativnyy algoritm terminal'nogo upravleniya spuskom v atmosfere Zemli letatel'nykh apparatov s malym aerodinamicheskim kachestvom* [Informative terminal descent control algorithm in the atmosphere of aircraft with small aerodynamic efficiency]. «Space Exploration», t.XXVI, Issue 4, 1988.
7. Dudar E.N., Yaroshevskiy V.A. *Upravlenie bokovym traektornym dvizheniem kosmicheskogo apparata v atmosfere*. «Kosmicheskie issledovaniya», t.IKh, vyp.1, 1983. [Management side trajectory of the spacecraft in the atmosphere] «Space Exploration», t.IX, Issue 1, 1983.
8. Kudryavtsev S.I. *Osobennosti tochnogo navedeniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov na konechnom uchastke ikh spuska* [Features precision-guided manned spacecraft in the final phase of their descent]. TsNIIMash, Sb. «The rocket and space technology», ser.IX, Issue 1, 1990.
9. Afanas'ev I. *Perspektivnyy transportnyy korabl' novogo pokoleniya* [Promising transport ship the new generation]. «Space News», № 9, 2014.
10. Borodin I.M., Kudryavtsev S.I., Savchenko A.A. *Operational ballistic-flight navigation software orbital complex «Mir» on the last turn of its existence* [Operational ballistic-flight navigation software orbital complex «Mir» on the last turn of its existence]. TsNIIMash, Sb. «Space and Rocket Science», Issue 25, 2001.
11. Kudryavtsev S.I., Savchenko A.A. *Automated set of programs for calculating slopes «Soyuz TM» and «Progress M»* [Automated set of programs for calculating slopes «Soyuz TM» and «Progress M»]. TsNIIMash, Sb. «The rocket and space technology», ser. IX, Issue 2, 1991.

УПРАВЛЕНИЕ ТЕПЛОВЫМИ ПОТОКАМИ И ТЕМПЕРАТУРНЫМИ РЕЖИМАМИ В ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

А.Н. ШУЛЬЦ, проф. каф. физики МГУЛ, д-р техн. наук

caf-physics@mgul.ac.ru, shultsalek@mail.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Способность тепловых труб (ТТ) трансформировать тепловые потоки от высоких удельных значений к низким и транспортировать их на большие расстояния позволяет рассматривать ТТ в качестве элементов тепловой защиты конструкций гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Применение жидкометаллических ТТ значительно расширяет область решаемых задач. С их помощью можно вернуть часть теплового потока в термодинамический цикл двигателя ГЛА. При применении водорода в качестве топлива можно использовать часть отводимого теплового потока для испарения жидкого водорода и разогрева его до температуры, обеспечивающей оптимальное время индукции для его полноценного сгорания в двигателе. Однако при этом возникает необходимость обеспечения надежного запуска ТТ из замороженного состояния теплоносителя. Этой проблеме и посвящена данная работа. В ней представлены материалы экспериментального и теоретического исследования механизмов переноса тепла и массы в период старта, переходного и стационарного режимов жидкометаллической (натриевой) ТТ. Приведены также результаты решения обратной задачи нестационарной теплопроводности. Для этого были использованы экспериментально измеренные нестационарные температурные поля. Установлена последовательная смена режимов течения пара: свободно-молекулярного, переходного, течения со скольжением и течения как сплошной среды. Процессы запуска и переходы на повышенные уровни мощности моделировались в низкотемпературной ТТ. С помощью прибора Теплера и метода «световой нож» была проведена визуализация течения. Использование интерферометра Маха-Цендера позволило получить интерферограммы течения паров ацетона. Был обнаружен процесс гетерогенно-гомогенной объемной конденсации. Установлено, что жидкометаллические ТТ имеют удовлетворительную пусковую динамику при их старте из замороженного состояния теплоносителя и могут быть использованы для управления тепловыми потоками и температурными режимами в гиперзвуковых летательных аппаратах.

Ключевые слова: тепловые, температурные, потоки, гиперзвуковой, тепловая труба, утилизация, защита.

Уникальные свойства тепловых труб (ТТ) побуждают многих исследователей рассматривать их в качестве эффективных теплообменных устройств для управления тепловыми потоками при обеспечении необходимых температурных режимов бортовых энергетических систем (БЭС). Применение жидкометаллических ТТ позволяет увеличить удельные тепловые потоки. Так, например, с помощью ТТ можно осуществить тепловую защиту корпуса ГЛА, вернуть значительную часть теплового потока в теплообменник для испарения жидкого топлива (водорода) и разогрева его до температуры, обеспечивающей минимальное время индукции для полноценного сгорания топлива в сверхзвуковой камере сгорания (КС), рис.1 (поз. 2). Запуск жидкометаллических ТТ из замороженного состояния теплоносителя представляет собой самый ответственный этап их работы. Вымораживание и прекращение циркуляции жидкого теплоносителя может привести к осушению фитиля испарителя и прожогу стенки. Потеря работоспособности ТТ в этот период может стать причиной выхода из строя всех

БЭС. В данной работе приводятся результаты теоретического и экспериментального исследований нестационарных температурных полей при запуске жидкометаллических ТТ из замороженного состояния теплоносителя (натрия).

Особенности применения жидкометаллических ТТ для управления тепловыми потоками в ГЛА

Аэродинамический нагрев конструкции ГЛА

Список обозначений

l – длина свободного пробега, м;

C_p – теплоемкость, Дж/(кг·К).

Аэродинамический нагрев – результат того, что молекулы воздуха тормозятся вблизи корпуса ГЛА. При этом происходит переход кинетической энергии относительного движения частиц воздуха в тепловую. Если полет совершается со сверхзвуковой скоростью, торможение происходит в ударной волне, возникающей в воздухозаборнике ГЛА, рис.1 Дальнейшее торможение

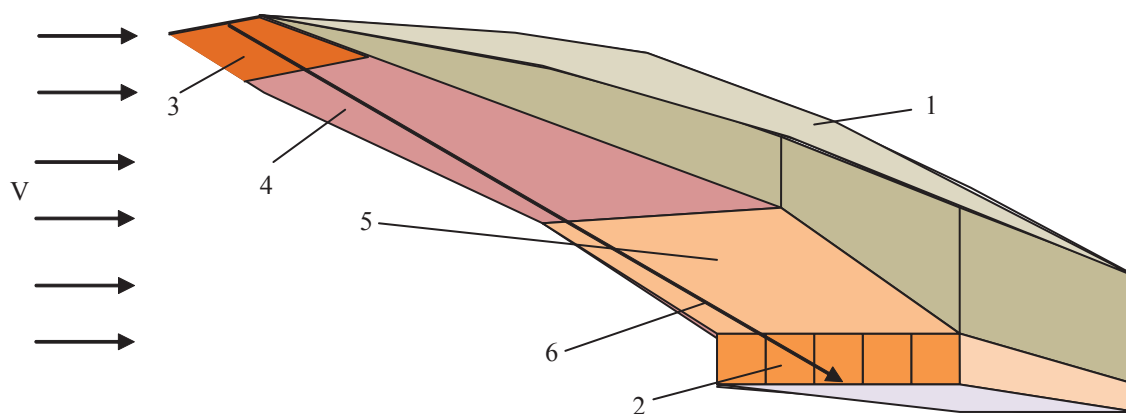


Рис. 1. Принципиальная схема воздухозаборника гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД): 1 – корпус ГЛА; 2 – камера сгорания (КС); 3, 4, 5 – тепловоспринимающие поверхности, охлаждаемые тепловыми трубами (ТТ); 6 – направление распространения ударной волны

Fig. 1. The schematic diagram of an air inlet hypersonic direct-flow air– the jet engine (HDAFE). 1 – HA case; 2 – combustion chamber (CC); 3, 4, 5 – the heatperceiving surfaces cooled by the heat pipes (HP); 6 – direction of distribution of a shock wave

молекул воздуха происходит в пограничном слое, и температура его вблизи поверхности повышается. Максимальная температура, до которой может нагреться воздух в пограничном слое, близка к температуре торможения: $T_0 = T_n + v^2/(2c_p)$, где T_n – температура набегающего воздуха; v – скорость полета; c_p – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Существуют две формы аэродинамического нагрева – конвективный и радиационный. Конвективный нагрев – следствие передачи тепла из внешней, «горячей», части пограничного слоя к корпусу ГЛА. Удельный конвективный тепловой поток определяют из соотношения: $q_k = \alpha_k (T_e - T_w)$, где T_e – равновесная температура (температура восстановления – предельная температура, до которой могла бы нагреться поверхность корпуса ГЛА, если бы не было отвода энергии); T_w – реальная температура поверхности; α_k – коэффициент теплоотдачи конвективного теплообмена, зависящий от скорости и высоты полета, формы и размеров ГЛА, а также от других факторов.

Равновесная температура близка к температуре торможения. Вид зависимости коэффициента α_k от перечисленных параметров определяется режимом течения в пограничном слое (ламинарным или турбулентным). В случае турбулентного течения конвективный

нагрев становится интенсивнее. Это связано с тем обстоятельством, что, помимо молекулярной теплопроводности, существенную роль в переносе энергии начинают играть турбулентные пульсации скорости в пограничном слое, [1, 2].

При полете с $M \geq 5$ температура воздуха за ударной волной и в пограничном слое возрастает, в результате чего происходит диссоциация и ионизация молекул. Образующиеся при этом атомы, ионы и электроны диффундируют в более холодную область – к поверхности тела. Там происходит обратная реакция (рекомбинация), идущая также с выделением тепла. Это дает дополнительный вклад в конвективный аэродинамический нагрев [3, 4].

Особые случаи теплообмена ГЛА

При достижении скорости полета более 5 км/с температура за ударной волной достигает значений, при которых воздух начинает излучать. Вследствие лучистого переноса энергии из областей с повышенной температурой к поверхности ракеты происходит ее радиационный нагрев. При этом наибольшую роль играет излучение в видимой и ультрафиолетовой областях спектра. При полете в атмосфере Земли со скоростями ниже первой космической скорости (8,1 км/с) радиационный нагрев мал по сравнению с конвек-

тивным. При второй космической скорости (11,2 км/с) их значения становятся близкими, а при скоростях полета 13–15 км/с и выше, соответствующих возвращению на Землю, основной вклад вносит уже радиационный нагрев [4]. Его интенсивность определяется удельным радиационным (лучистым) тепловым потоком: $q_{\text{л}} = \alpha \sigma T_e^4$, где α – степень черноты корпуса ГЛА; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²К⁴) – коэффициент излучения абсолютно черного тела.

Особым случаем АН является режим свободномолекулярного течения, когда длина свободного пробега молекул воздуха соизмерима или даже превышает размеры летательного аппарата [3, 4].

Важную роль аэродинамический нагрев играет при возвращении космических аппаратов и боевого оснащения управляемых баллистических ракет в атмосферу Земли. Для борьбы с АН космические аппараты снабжаются специальными системами теплозащиты.

Классификация методов тепловой защиты конструктивных элементов ГЛА

Практически охлаждение конструктивных элементов ГЛА осуществляется несколькими способами [2], которые, в свою очередь, можно разбить на две группы. К первой из них следует отнести охлаждение проточное, осуществляемое с помощью жидкости или газа, протекающего по охлаждаемой стенке. Во вторую группу следует отнести емкостное охлаждение жидкостью и радиационное охлаждение.

Емкостное охлаждение имеет две разновидности: независимое охлаждение, когда в качестве хладагента используется посторонняя жидкость (например, вода), и регенеративное, при котором осуществляется съем тепла топливом, поступающим затем в камеру сгорания.

Два метода охлаждения: тепловые трубы и циркуляционное, при котором хладагент движется по замкнутому контуру между нагревателем (камерой сгорания) и охладителем (баком с топливом), по-видимому, целесообразно отнести к промежуточной группе

между независимым и регенеративным методами. Предпосылкой для этого является то обстоятельство, что эти методы имеют промежуточный хладагент. Например, рабочее тело тепловой трубы, тепло от которой передается к основному хладагенту – топливу двигателя или воде, или холодильнику – излучателю для сброса в космос.

В зависимости от того, куда отводится тепло от поверхности ГЛА, эти методы могут быть регенеративными или независимыми – назовем их методами с промежуточным хладагентом.

Проточное охлаждение можно классифицировать также по конструкции охлаждающего тракта: гладкого или оребренного. В свою очередь, оребренный тракт может иметь две принципиально отличающиеся разновидности: связанной или несвязанной конструкции. Связанная конструкция может быть трубчатой в один, полтора и два прохода и нетрубчатой, при которой соединение стенок двигателя осуществляется с помощью промежуточных прокладок, выштамповок, а также через отфрезерованные ребра.

При регенеративном проточном охлаждении бывает целесообразно интенсифицировать процесс теплоотдачи к хладагенту за счет выбора соответствующей кривизны и шероховатости охлаждающего тракта.

Методы теплозащиты можно разделить на две большие группы в зависимости от того, что используется для их реализации: жидкость (газ) или твердые высокотемпературные или другие материалы. Теплозащиту с помощью жидкости (газа) в настоящее время называют внутренним охлаждением. Конечно, в ряде случаев топливо при таком методе выполняет функции хладагента, снимая за счет своего движения поступивший на стенку тепловой поток от продуктов сгорания.

Однако главная задача внутреннего охлаждения заключается в том, чтобы уменьшить величину теплового потока в стенку, и, следовательно, этот метод более правильно называть теплозащитой, а не охлаждением. Внутреннее охлаждение, в свою очередь, можно разделить на две группы: охлаждение

Техническое решение	Использование технического решения
1.Транспирационное охлаждение: Годдард [5], 1930 г.	США: а) фирма «Аэроджет», середина 40-х гг. б) фирма «Пратт-Уитни», 60-е гг.
2.Внешнее регенеративное проточное охлаждение: Годдард, 1922 г.	Италия, Крокко, 1930 г.
3.Без внутреннего охлаждения: Годдард на ЖРД ракеты 1926 г.	США, фирма «Рокетдайн», 70-е гг.
4.Трубчатая конструкция охлаждающего тракта: Зенгер, 1934 г.	США, ЖРД для «Навахо II и III», середина 50-х гг.
5.Реверсивное охлаждение: СССР, 1935, ЖРД 12к (II вариант)	США, 60–70-е гг., фирма «Белл»
6.Проточное охлаждение водой: СССР, Германия, Австрия, начало 30-х гг.	Англия, первая половина 50-х гг., ЖРД «Скриммер»
7.Вихревой впрыск топлива: Годдард, специалисты спиртокислородной группы РНИИ	США, 60-е гг., схема «ворамик»
9.Водородно-кислородное топливо: США, середина 40-х гг.	США, начало 60-х гг.

с помощью жидкости, не являющейся топливом, и охлаждение топливом.

Теплозащита с помощью материалов может быть условно разделена на две группы: теплозащита разрушающимися и неразрушающимися покрытиями. К первой из них можно отнести абляционное охлаждение (поверхностная, внутренняя и внешняя абляция).

Ко второй группе относится теплозащита неразрушающимися материалами, изолирующими основную стенку двигателя, и теплопоглощение (сюда же можно условно отнести и теплопоглощение основной стенкой двигателя, не имеющей специального покрытия).

Кроме того, к этой же группе можно отнести и метод абляции, при котором после «обугливания» поверхностного слоя материала в начальный момент работы двигателя последующее разрушение покрытия не происходит (нестационарная абляция).

Технические решения по вышеизложенной теме представлены в таблице.

Эксперимент. Объекты исследования

Объектом исследования явились две натриевые тепловые трубы диаметром 48 мм: № 1 – длиной 1800 мм с газовым наполнением, давление неконденсируемого газа (НКГ – аргона) порядка 133 Па, длиной зоны испарения – 250 мм; № 2 – вакуумная труба (без НКГ) длиной 1825 мм, длиной зоны ис-

парения – 278 мм [6]. Испытания тепловых труб проводились в вакуумной камере при горизонтальном расположении ТТ. Нагрев зоны испарения осуществлялся с помощью электронагревателя радиационного типа, обеспечивающего выход ТТ на уровень температур до 800 °С. Для исключения воздействия нагревателя на зону конденсации ТТ в конце зоны испарения была установлена экранно-вакуумная изоляция из 3-х слоев металлической фольги. Первый слой экранов выполнен из ниобиевого сплава, остальные – из X18H10T.

Суммарная толщина экранно-вакуумной изоляции не превышала 1,5 см. Отвод тепла от зоны конденсации осуществлялся излучением на охлаждаемые водой стенки вакуумной камеры. Обе трубы имели составной фитиль, образованный кольцевым зазором, для протока жидкого теплоносителя под экраном. Экран фитиля был выполнен из нержавеющей сетки саржевого плетения № 120/670 ГОСТ 3187-65. Общими для каждой из этих труб являются следующие геометрические размеры: диаметр пор экрана фитиля – 120 мкм, кольцевой зазор под экраном для протока теплоносителя – 0,5 мм. Материал корпуса – ниобий.

Система измерений

Температура стенки ТТ контролировалась вольфрам-рениевыми термопарами, расположенными на наружной поверхности тру-

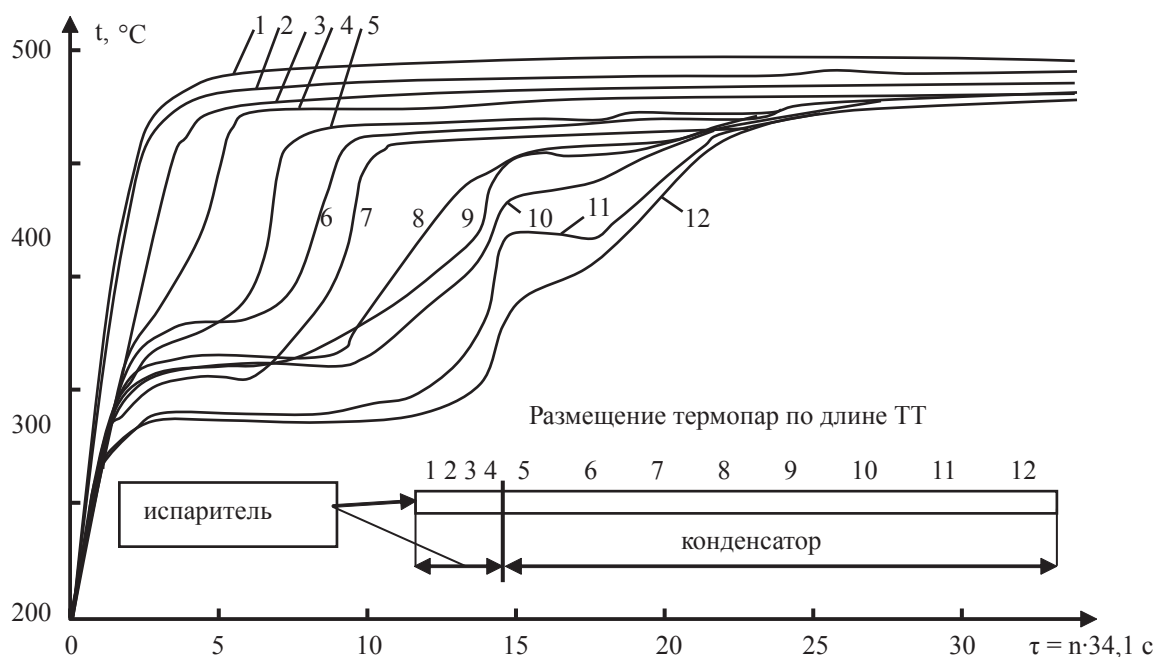


Рис. 2. Нестационарное распределение температур по длине натриевой ТТ при скачкообразном установлении мощности электрического нагревателя $N = 3,675$ кВт: данные работы [6]. Запуск ТТ из замороженного состояния теплоносителя. 1-4 – номера термодпар, расположенных в зоне испарения; 5-12 – в зоне конденсации; t , °C, τ – время, с; n – цикл измерения

Fig. 2. Non-stationary distribution of temperatures on length of a sodium HP at spasmodic establishment of power of the electric heater $N = 3,675$ kW: these works [6]. Start of a TT from the frozen state coolant. 1-4 – numbers of the thermocouples located in an evaporation zone; 5-12 – in a condensation zone; t , °C, τ – time, sec; n – measurement cycle

бы. Корольки термодпар приваривались к стенке трубы и закрывались экраном. Показания термодпар автоматически регистрировались информационно-измерительной системой (ИИС) с шагом 1,56 с. Схема размещения термодпар на ТТ № 1 и ТТ № 2 представлена на рис. 2 и 3.

Погрешность измерений температуры, вносимая измерительной аппаратурой, составляла $\pm 0,5$ %. Методическая погрешность измерений, обусловленная теплообменом королька термодпар, составляла ± 2 %.

Электрическая мощность нагревателя контролировалась по показаниям вольтметра Д-569 Кл. 0,5 и амперметра Э-514 с шунтом $J = 7,5$ А, Кл. 0,5.

Тепловая мощность, передаваемая ТТ, определялась по теплоотводу с конденсатора. Тепловая нагрузка Q_k определялась как $Q_k = Q_{mk} + Q_{нк}$, где Q_{mk} – тепло, отведенное в теплообменник конденсатора, и $Q_{нк}$ – потери тепла в корпусе установки.

Тепло Q_{mk} , отведенное в щелевой теплообменник конденсатора, рассчитывалось

по расходу воды и разности температур охлаждающей воды на выходе $t_{o\text{вых}}$ и входе $t_{o\text{вх}}$: $Q_{mk} = G_w C_w \Delta t_{ов}$.

Результаты экспериментального исследования

На рис. 2 и 3 представлены результаты экспериментальных исследований. Была проведена серия запусков ТТ из замороженного состояния теплоносителя при скачкообразном установлении мощности радиационного нагревателя от 0,5 до 11 кВт.

Было установлено, что тщательно очищенная от посторонних примесей и неконденсируемых газов ТТ успешно запускалась при удельном теплоподводе к испарителю до 300 кВт/м².

При добавлении небольшого количества НКГ (аргона), для обеспечения фронтального запуска и предотвращения вымораживания теплоносителя в конденсаторе, происходил срыв запуска при значительно меньшем удельном теплоподводе ≈ 50 кВт/м².

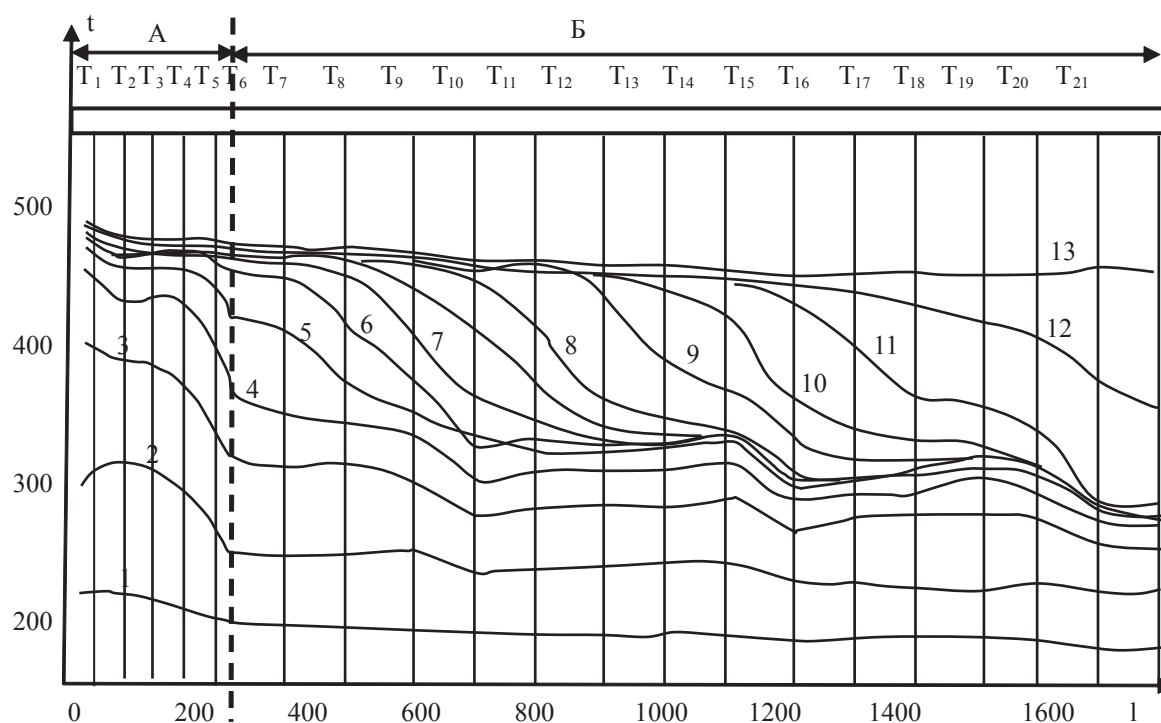


Рис. 3. Нестационарные распределения температур по длине вакуумной натриевой ТТ при скачкообразном установлении электрической мощности нагревателя $N = 3,67$ кВт, данные работы [6]. Запуск из замороженного состояния теплоносителя: А – зона испарения; Б – зона конденсации; 1 – $\tau = 0$; 3 – 32, 2 – 62, 4 – 125, 5 – 157, 6 – 219, 7 – 282, 8 – 345, 9 – 376, 10 – 439, 11 – 502, 12 – 785, 13 – 1570; τ , с; l , мм; t , °С

Fig. 3. Non-stationary distributions of temperatures on length of a vacuum sodium HP at spasmodic establishment of electric power of the heater $N = 3,67$ kW, data taken in [6]. Start from the frozen condition of the heat carrier: A – evaporation zone; B – condensation zone; 1 – $\tau = 0$; 3 – 32, 2 – 62, 4 – 125, 5 – 157, 6 – 219, 7 – 282, 8 – 345, 9 – 376, 10 – 439, 11 – 502, 12 – 785, 13 – 1570, τ , c; l , mm; t , °С

Результаты решения обратной задачи нестационарной теплопроводности

Экспериментально измеренные нестационарные распределения температур на внешней поверхности жидкометаллической ТТ были использованы в качестве исходных данных для решения обратной задачи нестационарной теплопроводности, из которой были получены необходимые для анализа гидродинамики и структуры парового потока характеристики: $\rho_1 V_1$, [кг/м²с] – массовая скорость испарения (конденсации), $\rho_1 U_1$ – массовая осевая скорость, Re_o , Re_r – осевое и радиальное числа Рейнольдса, M – число Маха, а также температура T_1 и давление пара P_1 , [7].

Для расчета указанных характеристик были использованы двумерные уравнения сохранения массы паровой фазы в форме уравнения неразрывности сжимаемой жидкости и

уравнения энергии для сжимаемой невязкой жидкости, которые имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_1}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial r}(\rho_1 r V_1) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho_1 U_1) &= 0, (1) \\ \rho_1 C_{p1} \left(\frac{\partial T_1}{\partial \tau} + V_1 \frac{\partial T_1}{\partial r} + U_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} \right) &= \\ &= \lambda_1 \left[\frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T_1}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2} \right]. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь и ниже индекс 1 относится к паровой фазе, 2 – к жидкой фазе, 3 – к твердой фазе (корпус ТТ), остальные обозначения являются общепринятыми.

Система уравнений (1–2) интегрировалась по r при следующих допущениях: $\partial \rho_1 / \partial \tau$ и U_1 не зависят от r ; V_1 не зависит от x ; профили температуры и скорости являются квадратичными параболой от r . Таким образом, система (1–2) сводилась к одномерным уравнениям с дополнительными источниками тепла и массы и решалась при граничных условиях третьего рода, в состав

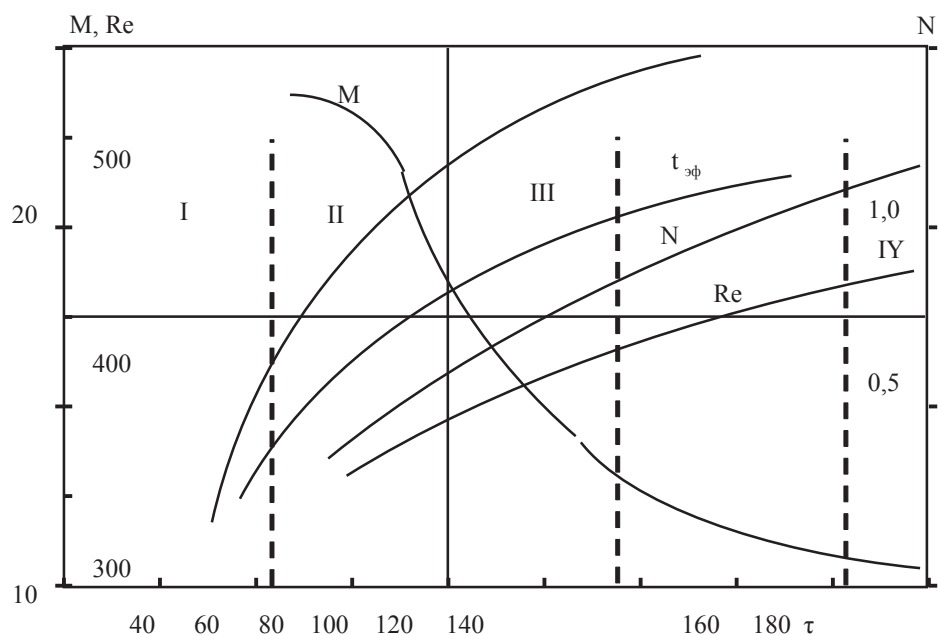


Рис. 4. Изменение основных характеристик теплопереноса в натриевой ТТ при пуске из замороженного состояния теплоносителя. Электрическая мощность нагревателя установлена скачкообразно $N_{эл} = 3,67$ кВт, N – тепловая мощность, отведенная излучением с конденсатора, кВт; число Маха – M и число Рейнольдса – Re определены по параметрам парового потока на выходе из испарителя; $t_{эф.н}$ – эффективная температура нагревателя; $t_{эф.к}$ – эффективная температура конденсатора; I – область свободно-молекулярного течения, II – область переходных режимов, III – область течения со скольжением, IV – область сплошного течения; t , °C; τ , с.

Fig. 4. Change of the main characteristics of a heatmass transfer in a sodium HP at start-up from the frozen condition of the heat carrier. Electric power of the heater is established in steps $N_{эл} = 3,67$ kW, N – the thermal power which is taken away by radiation from the condenser, kW; Mach number – M and Reynolds's number – Re are determined by parameters of a steam stream at the exit from the evaporator; $t_{эф.н}$ – the effective temperature of the heater; $t_{эф.к}$ – the effective temperature of the condenser; I – area of a free and molecular current, II – area of the transitional modes, III – current area with sliding, IV – area of a continuous current; t , °C; τ , s

которых входили измеренные температурные поля (рис.2, 3).

Решение задачи проводилось при следующих предположениях:

1. Пар представляет собой равновесную смесь идеального газа и жидкости.
2. Объемом жидкой фазы пренебрегается.
3. Испарение и конденсация происходят только на поверхности раздела фаз.
4. Выбор времени $\tau = 0$ соответствует расплавленному состоянию теплоносителя.

При пуске ТТ из замороженного состояния теплоносителя труба последовательно проходила различные режимы течения парового потока, рис. 1. При низких плотностях пара, $t < 180$ °C, имел место свободно-молекулярный режим течения, характеризуемый

числом Кнудсена $Kn = l/d_n \geq 1$. По известным из расчета числам Маха и Рейнольдса была определена верхняя граница свободно-молекулярного течения $Kn = M/Re = 3$, (область I, рис. 1). Переходная область II находилась между режимом течения со скольжением (область III) и свободно-молекулярным течением (область I). Нижняя граница течения со скольжением определялась по условию $Kn = M/\sqrt{Re} = 10^{-1}$, а верхняя – по условию $Kn = M/\sqrt{Re} = 10^{-2}$,

Нижней границе соответствовала $t \approx 370$ °C, верхней $t \approx 400 - 425$ °C. Выше области течения со скольжением находилась область IV – область течения пара как сплошной среды.

Присутствие неконденсируемых газов (НКГ) в парожидкостном тракте значительно

ухудшало пусковые и динамические характеристики ТТ.

Таким образом, экспериментально установлено, что добавление в паровой канал НКГ, с целью обеспечения фронтального запуска и предотвращения вымораживания теплоносителя, ухудшало пусковую динамику ТТ. В то же время, тщательно очищенная от посторонних примесей и НКГ натриевая ТТ восстанавливала работоспособность после кратковременного перегрева зоны испарения при скачкообразном переходе на повышенный уровень мощности (с 0,8 КВт на уровень 1,7 КВт) [8].

Процессы запуска и переходов на повышенные уровни мощности моделировались в низкотемпературной ТТ. Для этой цели была изготовлена плоская ТТ с боковыми прозрачными стенками и составным фитилем, совпадающим с конструкцией фитиля исследуемой натриевой ТТ. Была проведена визуализация течения с помощью прибора Теплера и методом «световой нож».

Обнаружены частицы жидкой фазы в паровом потоке. Установлено, что частицы попадают в паровой поток за счет колебаний менисков в фитиле испарителя. Наличие жидкой фазы в паровом потоке существенно облегчало процесс гетерогенно-гомогенной объемной конденсации. Были получены, с помощью интерферометра Маха-Цендера, интерферограммы течения паров ацетона [9, 10].

Обнаружен скачок конденсации на выходе из испарителя при пуске ТТ. Расшифровка интерферограмм показала, что процесс объемной конденсации в паровом потоке инициирован ядрами – зародышами (частицами жидкости), выброшенными в паровой поток из фитиля испарителя. Наличие частиц жидкой фазы в паровом потоке вызывало дополнительное гидравлическое сопротивление и приводило к непроизводительной затрате работы капиллярных сил фитиля. Этот процесс ограничивает максимально достижимый теплоперенос и ухудшает пусковую динамику ТТ.

Визуализация треков частиц жидкой фазы методом «световой нож» позво-

лила выявить в испарителе поперечные валы (вихри). В конденсаторе обнаружены продольные валы. На границе смены воздействия (испаритель – конденсатор) обнаружена устойчивая вихревая структура в виде поперечного вала, вращавшаяся по направлению вдув – отток. Наличие такой структуры на выходе из испарителя уменьшало проходное сечение парового канала и создавало дополнительное гидравлическое сопротивление.

Заключение

Установлено, что жидкометаллические ТТ имеют удовлетворительную пусковую динамику при их запуске из замороженного состояния теплоносителя. Условием успешного запуска и безопасных переходов на повышенный уровень мощности является тщательная очистка парожидкостного тракта от посторонних примесей и следов неконденсируемых газов. Применение жидкометаллических ТТ в качестве сверхпроводников тепла позволяет решить задачи управления и стабилизации температурных режимов ГЛА. С помощью жидкометаллических ТТ появляется возможность утилизировать тепловые потоки, полученные в результате АН, путем транспортировки их в теплообменник КС для испарения жидкого топлива (водорода) и нагрева его для увеличения скорости горения топлива в сверхзвуковом потоке КС. Применение такого метода должно увеличить КПД двигателя ГЛА.

Библиографический список

1. Авдеевский, В.С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С. Авдеевский, Галицкий Б.М., Глебов Г.А. и др. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
2. Львов, А.И. Конструкция, прочность и расчет систем ракет. Учебное пособие / А.И. Львов. – М.: Военная академия им. Ф.Э.Дзержинского, 1980; Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике. – М., 1960.
3. Зельдович, Я.Б. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений / Я.Б. Зельдович, Ю.П. Райзер. – М., 1966.
4. Дорренс, У.Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. Пер. с англ. / У.Х. Дорренс. – М., 1966.
5. Goddard R.H. Supplementary report to trustees Clark university on work: Performed July 1921 to August 1923 (August, 1923). – In: The papers of Robert H. Goddard. N.Y., 1970, vol. 1, p. 498–508.

6. Шульц, А.Н. Исследование нестационарного тепло- и массообмена в жидкометаллических тепловых трубах /П.И. Быстров, В.Ф. Гончаров, В.Н. Харченко, А.Н. Шульц //Тепломассообмен –VI: Материалы VI всесоюзной конференции по тепломассообмену/ Минск, 1980/ – Минск: ИТМО АН БССР. – 1980. – Т.IV. – С. 94-99.
7. Шульц, А.Н. Определение скоростей испарения и конденсации по длине тепловой трубы в нестационарных условиях /Б.П. Захаров, А.Н. Шульц // Научные труды МЛТИ/-М: МЛТИ. -1981. – Вып. 138. – С. 57– 62.
8. Шульц, А.Н. Восстановление работоспособности тепловой трубы//Электроника и счетно-решающая техника в лесной и деревообрабатывающей промышленности. Научные труды МЛТИ./-М: МЛТИ. – 1980. Вып. № 129. – С.173-176.
9. Shults A.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. I. Hydrodynamic of flow vapour / A.N. Shults, P.I. Bystrov, V.N. Kharchenko //Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. P. 5-12.
10. Shults A.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. II. Vapour flow structure / A.N. Shults, P.I. Bystrov, V.N. Kharchenko //Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. P. 258-266.

THE CONTROL OF THERMAL STREAMS AND TEMPERATURE MODES IN HYPERSONIC AIRCRAFT

Shults A.N., Prof. MSFU, Dr. Sci. (Tech.)

caf-physics@mgul.ac.ru, shultsalek@mail.ru

Moscow state forest university (MSFU) 1st Institut'skaya st., 1, 141005, Mytishchi, Moscow reg., Russia

The ability of heat pipes (HP) to transform thermal streams from high specific values to low and to transport them to long distances, allows to consider them as elements of thermal protection of designs of hypersonic aircraft (HA). The application HP made of liquid metals considerably expands the area of the tasks solved. With their help it is possible to return considerable part of a thermal stream to thermodynamic cycle of the HP propeller. When using hydrogen as fuel it is possible to use a part of the taken-away thermal stream for evaporation of liquid hydrogen and its warming up to the temperature which provides optimal induction time for its full combustion in the engine. However, there is a need of ensuring a reliable HP start from the frozen condition of a heat carrier. This work is devoted to this problem. It presents the materials of experimental and theoretical study of mechanisms of heat and weight transfer at the initial stage, in the transitional and stationary modes of the HP made of liquid metal (sodium). The results of the solution of the return problem of non-stationary heat conductivity are also presented. For this purpose experimentally measured non-stationary temperature fields were used. A consecutive change of the steam current modes is established: free and molecular, transitional, a current with sliding and a current of steam as continuous environment. The start processes and transitions to higher power levels were modeled in a low-temperature HP. The visualization of a current by means of Tepler's device and the «light knife» method has been carried out. The use of the Makha-Tsendera interferometer has allowed to receive the interferograms of current acetone vapors. The process of heterogeneous and homogeneous volume condensation has been found. It is proved that HP made of liquid metals have satisfactory starting dynamics at their start from the heat carrier frozen condition and thus can be used for control of thermal streams and temperature conditions in hypersonic aircraft.

Keywords: thermal, temperature, streams, hypersonic, thermal pipe, utilization, protection.

References

1. Avduevskiy V.S., Galitseyskiy B.M., Glebov G.A. i dr. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Heat transfer bases in aviation and the missile and space equipment]. Moscow: Mashinostroenie, 1992. 528 p.
2. Lvov A.I. *Konstruktsiya, prochnost' i raschet sistem raket* [Konstruktion, durability and calculation of systems of rockets]. Moscow: Voennaya akademiya im. F.E.Dzerzhinskogo, 1980; *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketnoy tekhnike* [Heat transfer Bases in aviation and rocketry]. Moscow, 1960.
3. Zeldovich Ya.B., Rayzer Yu.P., *Fizika udarnykh voln i vysokotemperaturnykh gidrodinamicheskikh yavleniy* [Physics of shock waves and high-temperature hydrodynamic phenomena]. Moscow, 1966. 688 p.
4. Dorrens U.H. *Giperzvukovye techeniya vyazkogo gaza* [Hypersonic currents of viscous gas]. Moscow, 1966. 212 p.
5. Goddard R.H. Supplementary report to trustees Clark university on work: Performed July 1921 to August 1923 (August, 1923). In: The papers of Robert H. Goddard. N.Y., 1970, vol. 1, p. 498–508.
6. Shul'ts A.N., P.I. Bystrov, V.F. Goncharov, V.N. Harchenko *Issledovanie nestatsionarnogo teplo- i massoobmena v zhidkometallicheskiykh teplovyykh trubakh* [Research non-stationary warm and a mass exchange in the liquid-metal heat pipes]. Heatmass exchange – VI: Materials VI of all-Union conference on a heat and mass transfer tube. Minsk: ITMO AN BSSR. 1980. T. IV. pp. 94-99.
7. Shul'ts A.N., Zaharov B.P. *Opreделение скоростей испарения и конденсации по длине тепловой трубы в нестационарных условиях* [Determination of speeds of evaporation and condensation on length of a thermal pipe in non-stationary conditions]. Scientific works of MSFU. Moscow: MLTI. 1981. No 138. pp. 57– 62.
8. Shul'ts A.N. *Vosstanovlenie rabotosposobnosti teplovoy truby* [Restoration of a heat pipe]. Electronics and computing equipment in forestry and wood industry. Scientific works of MFSU. Moscow: MLTI. 1980. No 129. pp. 173-176.
9. Shul'ts A.N., Bystrov P.I., Kharchenko V.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. I. Hydrodynamic of flow vapour. Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. pp. 5-12.
10. Shul'ts A.N., Bystrov P.I., Kharchenko V.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. II. Vapour flow structure. Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. pp. 258-266.

ПЕРИОДИЧЕСКИЕ БИЛЛИАРДНЫЕ ТРАЕКТОРИИ В ОВАЛАХ

А.И. РУБИНШТЕЙН, проф. каф. высшей математики НИЯУ (МИФИ), проф. каф. высшей математики МГУЛ, д-р физ.-мат. наук,

Д.С. ТЕЛЯКОВСКИЙ, доц. каф. высшей математики НИЯУ (МИФИ), канд. физ.-мат. наук

rubinshtein_aleksandr@mail.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» 115409, г. Москва, Каширское ш., 31.

Рассматриваются периодические билиардные траектории в билиярдах-овалах, то есть выпуклых областях, ограниченных кривыми с непрерывно меняющейся касательной прямой, обладающих двумя взаимно перпендикулярными осями симметрии. Модельным случаем таких билиардов является эллиптический билиард. Основное внимание уделяется поиску конкретных билиардных траекторий с небольшим числом прямоугольных звеньев-хорд. Показано, что в любом билиярде-овале имеется две пары зеркальных периодических билиардных траекторий, образованных тремя хордами овала. При этом одна из вершин такой траектории расположена в конце диаметра овала, а противоположащее ей звено-хорда – перпендикулярно этому диаметру. Приведено геометрическое построение такой траектории и указано уравнение, решение которого позволяет найти значение параметра в параметрическом задании контура овала, соответствующее вершине билиардной ломаной. Для случая билиярда-эллипса указаны декартовы координаты вершин. С помощью теоремы Понселе показано, что все периодические трехзвенные билиардные траектории в эллипсе описаны вокруг найденного эллипса, софокусного с исходным эллипсом. На основании результата Биркгофа все они имеют равные периметры. Аналогичные результаты получены и для четырехзвенных периодических билиардных траекторий. Естественно, в случае билиярда-эллипса софокусный эллипс, вокруг которого описаны все периодические билиардные траектории, имеющие четыре звена, отличен от эллипса, обслуживающего трехзвенные билиардные траектории. В некоторых овалах существуют четырехзвенные билиардные траектории V-образного типа, каждая из двух хорд которых ортогональна контуру овала и проходит дважды. Приведены примеры овалов, в которых существуют только четыре трехзвенных периодических траектории и овалы, в которых подобных траекторий бесконечное множество.

Ключевые слова: периодические траектории, билиардные траектории.

Пусть G – плоская область с гладкой (или кусочно-гладкой) границей ∂G . Билиардной траекторией в G называется неограниченно продолжаемая ломаная, вершины которой лежат на ∂G , все остальные точки внутри G , а два звена с общей вершиной $M \in \partial G$ образуют равные углы с касательной, проведенной к ∂G в точке M – правило билиардного отражения «угол падения равен углу отражения». Билиардное отражение в угловых точках ∂G считается невозможным, и траектория, попавшая в угловую точку, заканчивается в ней.

В общем случае билиардная траектория состоит из бесконечной последовательности звеньев, но могут существовать и периодические траектории, которые представляются ломаными с конечным числом звеньев, проходимыми бесконечно много раз. В статье с элементарной точки зрения рассматривается вопрос о существовании периодических билиардных траекторий в овалах.

При изучении периодических билиардных траекторий в выпуклых областях

с гладкой границей основополагающим является следующий результат Дж. Биркгофа [2, стр. 175–177],[1, стр. 97–98]: для каждого натурального $n \geq 2$ существует периодическая билиардная n -звенная траектория. Биркгоф доказал, что вписанная в границу области G ломаная наибольшей длины с n звеньями является периодической n -звенной билиардной траекторией. Фактически им было получено, что вписанная в ∂G ломаная экстремальной длины (имеющая локальный максимум или минимум) является периодической билиардной траекторией.

Рассмотрим периодические билиардные траектории внутри кривых, для которых координатные оси являются осями симметрии. Уравнение части кривой, лежащей в первой четверти, задается параметрически

$$\begin{cases} x = a\varphi(t), & 0 \leq t \leq \frac{\pi}{2}, \\ y = b\psi(t), & 0 < b \leq a, \end{cases}$$

где

$$\begin{cases} \varphi(0) = 1, \varphi(\frac{\pi}{2}) = 0, \varphi'(0) = 0, \varphi'(t) \leq 0, \\ \psi(0) = 0, \psi(\frac{\pi}{2}) = 1, \psi'(\frac{\pi}{2}) = 0, \psi'(t) \geq 0. \end{cases} \quad (1)$$

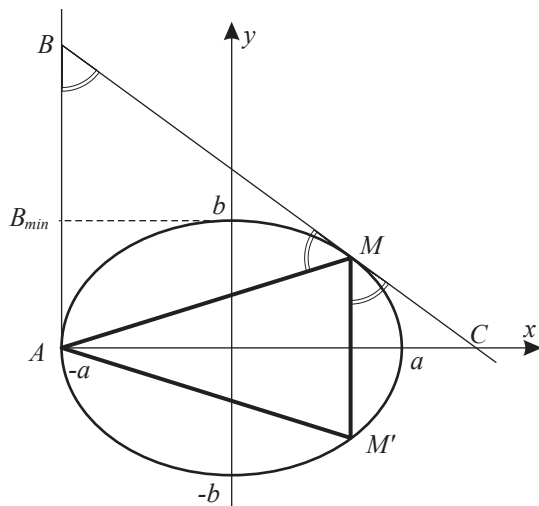


Рис. 1.
Fig. 1.

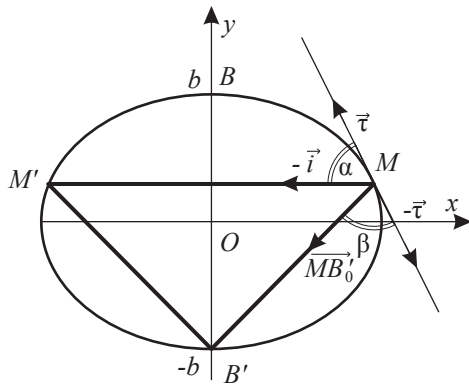


Рис. 2.
Fig. 2.

Такие кривые будем называть овалами.

Проведем через точку $A(-a; 0)$ вертикальную прямую и из точек B этой прямой для которых $AB = AB_{\min} = b$ будем строить касательные к овалу (рис. 1). Очевидно, что при $B = B_{\min}$ точка M имеет координаты $(0, b)$ и $BM = a < AM = \sqrt{a^2 + b^2}$. Имеем $\lim_{AB \rightarrow +\infty} BM = +\infty$, но $AM \leq 2a$, $BM > AM$. Следовательно, найдется такая точка B , что $AB = AM$ (очевидно, что B определяется единственным образом). В этом случае $\triangle ABM$ – равнобедренный и $\angle ABM = \angle AMB$. Если прямая $M'M$ параллельна AB , то $\angle CMM' = \angle ABM = \angle AMB$ и касательная прямая BMC к овалу составляет равные углы с MA и MM' . Так как точка M' симметрична точке M относительно оси Ox , то замкнутая трехзвенная ломаная $AMM'A$ – билиардная траектория.

Из (1) видно, что координаты текущей точки овала $M(a\varphi(t); b\psi(t))$, а уравнение прямой BMC есть

$$y = b\psi(t) = \frac{b\psi'(t)}{a\varphi'(t)}(x - a\varphi(t)).$$

Отсюда, положив $x = -a$, получаем

$$AB = b \left(\psi(t) - \frac{\psi'(t)}{\varphi'(t)}\varphi(t) \right),$$

$$AM = \sqrt{a^2(1 + \varphi(t))^2 + b^2\psi^2(t)}.$$

Единственное значение $t_0 \in (0; \pi/2)$, при котором получается трехзвенная билиардная траектория, находим из уравнения

$$b \left(\psi(t) - \frac{\psi'(t)}{\varphi'(t)}\varphi(t) \right) = \sqrt{a^2(1 + \varphi(t))^2 + b^2\psi^2(t)}.$$

Если рассматриваемый овал является эллипсом $x = \varphi(t) = a \cos t$, $y = \psi(t) = b \sin t$, то из этого уравнения получим, что

$$\cos t_0 = \frac{a^2}{b^2 + \sqrt{a^4 - a^2b^2 + b^4}} \Leftrightarrow a \cos t_0 =: a(3).$$

Разумеется, симметричный относительно оси Oy с $\triangle AMM'$ треугольник также является трехзвенной билиардной траекторией.

Будем теперь искать симметричный относительно оси треугольник с вершиной в точке $B'(0; -b)$, который определяет периодическую трехзвенную билиардную траекторию в нашем овале (рис. 2). Рассмотрим единичные векторы: $\vec{\tau}$ – касательный к овалу в точке $M(a\varphi(t); b\psi(t))$, $\vec{MB}_0 \parallel \vec{MB}'$, $-\vec{i} = (-1, 0)$. Очевидно, что

$$\vec{\tau} = \frac{(a\varphi'(t); b\psi'(t))}{\sqrt{a^2(\varphi'(t))^2 + b^2(\psi'(t))^2}},$$

$$\vec{MB}_0 = \frac{(-a\varphi(t); -b(1 + \psi(t)))}{\sqrt{a^2(\varphi(t))^2 + b^2(1 + \psi(t))^2}}.$$

Следовательно,

$$\cos \alpha = \vec{\tau} \cdot (-\vec{i}) = \frac{-a\varphi'(t)}{\sqrt{a^2(\varphi'(t))^2 + b^2(\psi'(t))^2}} \geq 0,$$

$$\cos \beta = (-\vec{\tau}) \cdot \vec{MB}_0 = \frac{a^2\varphi(t)\varphi'(t) + b^2(1 + \psi(t))\psi'(t)}{\sqrt{a^2(\varphi'(t))^2 + b^2(\psi'(t))^2} \sqrt{a^2(\varphi(t))^2 + b^2(1 + \psi(t))^2}}.$$

Из уравнений (1)

$$(\cos \alpha)|_{t=0} = 0,$$

$$(\cos \beta)|_{t=0} = \frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}} \Rightarrow (\cos \alpha - \cos \beta)|_{t=0} < 0,$$

$$(\cos \alpha)|_{t=\pi/2} = 1,$$

$$(\cos \beta)|_{t=\pi/2} = 0 \Rightarrow (\cos \alpha - \cos \beta)|_{t=\pi/2} > 0,$$

Так как функции $(\cos \alpha)(t)$, $(\cos \beta)(t)$ очевидно непрерывны и их разность монотонна, то существует единственное значение $t_0 \in (0; \pi/2)$, при котором

$$(\cos \alpha)(t_0) = (\cos \beta)(t_0) \Leftrightarrow -a\varphi'(t_0) = \frac{a^2\varphi(t_0)\varphi'(t_0) + b^2(1 + \psi(t_0))\psi'(t_0)}{\sqrt{a^2(\varphi(t_0))^2 + b^2(1 + \psi(t_0))^2}}$$

Для эллипса $x = acost, y = bsint, 0 < b < a$, получим

$$\sin t_0 = \frac{b^2}{a^2 + \sqrt{a^4 - a^2b^2 + b^4}}$$

и поэтому

$$b(3) := b \sin t_0 = \frac{b^3}{a^2 + \sqrt{a^4 - a^2b^2 + b^4}}$$

В произвольном овале, заданном уравнениями (1), имеются две периодические четырехзвенные билиардные траектории – ромб с вершинами в точках $(a; 0), (-a; 0), (0; b), (0; -b)$ и прямоугольник со сторонами, параллельными осям координат, вершина $(M(a\varphi(t_0); b\psi(t_0)))$ которого, лежащая в первом квадранте, находится из условия

$$\frac{b\psi'(t_0)}{a\varphi'(t_0)} = -1.$$

Остальные три вершины находятся отражением относительно осей координат и центра симметрии $O(0; 0)$. Длины (периметры) этих траекторий равны соответственно $4\sqrt{a^2 + b^2}$ и $4(a\varphi(t_0) + b\psi(t_0))$. В случае эллипса эти периметры равны.

Существуют овалы, в которых нет других периодических трех- и четырехзвенных билиардных траекторий, кроме указанных выше.

Рассмотрим следующий овал (рис. 3): A_+D – дуга окружности $D(O; R)$ радиуса R с центром в начале координат, $\angle A_+OD = \alpha, \pi/3 < \alpha < \pi/2, B_+A_+$ – дуга окружности радиуса $2R$ с центром в точке A_+ , симметричной точке A_+ относительно $O(0; 0)$, величина $\angle B_+A_+A_+$ такова, что $\angle B_+OA_+ = \alpha - \varepsilon, C_+B_+$ – такая дуга сопряженной с дугой B_+A_+ окружности очень малого радиуса O_+B_+ , что дуга $C_+B_+ < \varepsilon$ (O_+ и C_+ лежат на оси Oy). Далее дуга C_+D симметрично отражается относительно оси Oy .

Если $\alpha > \pi/3$, то очевидно, что любая точка дуг с центрами в D и D' раствора $2(\alpha - \pi/3)$ будет вершиной периодической трехзвенной билиардной траектории – равностороннего треугольника, вписанного в окружность $D(O; R)$. Периметры этих траекторий равны $3\sqrt{3}R$. Еще одна трехзвенная билиардная траектория, как и в любом овале вида (1), имеет вершину в точ-

ке C_+ овала, лежащей на положительной части оси Ox , а другая траектория симметрична этой относительно оси Oy . Их периметры равны $4R(1 + O(\varepsilon))$, что меньше $3\sqrt{3}R$. Если вершина равностороннего треугольника отстоит от оси Ox на угол $(\alpha + \pi/6)$, то одна из двух других вершин окажется в точке A_+ . При дальнейшем повороте (против часовой стрелки) эта вершина попадет в точку дуги A_+C_+ окружности радиуса $2R$ с центром в A_+ и билиардная траектория из этой вершины попадет на дугу DA окружности радиуса R с центром в O , что невозможно. Аналогично не будет вершин билиардных траекторий и на малых окружностях с центрами в O_+ и O_- (за исключением точек C_+ и C_-). Две вершины на дуге A_-A_+ раствором 2α заполняют три дуги окружности растворами $(\alpha - \pi/6)$ – с концами в A_- и A_+ и $2(\alpha - \pi/3)$ – с центром в D' . По симметрии аналогично на дуге A_+A_- . Всего шесть дуг общей длиной $(6\alpha - 2\pi)$, что может быть сколь угодно близко к нулю. Остальные точки овала, легко понять, не являются вершинами периодических трехзвенных билиардных траекторий.

Если $0 < \alpha < \pi/3$, то в овале всего четыре периодические трехзвенные билиардные траектории – с вершинами в точках C_+, C_-, D и D' . Периметры первых двух, как указывалось, равны $4R(1 + O(\varepsilon))$, а последних двух больше: $2(1 + \sqrt{2})R > 4R(1 + O(\varepsilon))$.

В эллипсе ситуация другая. В 1813 г. Ж.В. Понселе доказал, что если n -угольник P

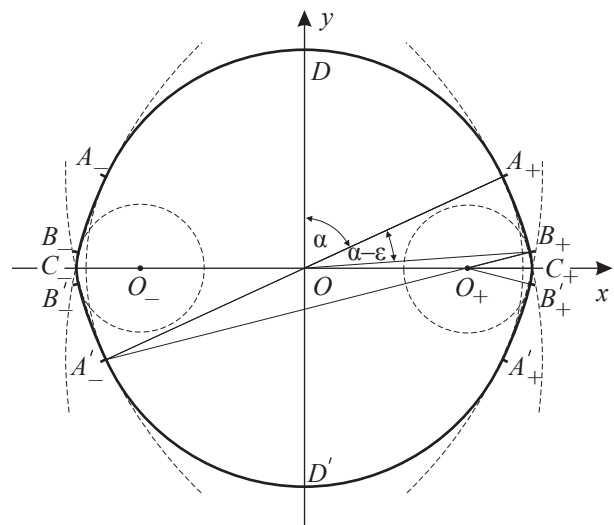


Рис. 3
Fig. 3.

(необязательно выпуклый) вписан в эллипс ε_1 и каждая сторона P касается кривой второго порядка ε_2 (эллипса, лежащего внутри ε_1 или гиперболы), то любую хорду эллипса ε_1 , которая касается кривой ε_2 , можно дополнить до вписанного в ε_1 n -угольника, каждая сторона которого касается ε_2 .

В эллипсах в зависимости от расположения начального звена возможны следующие три типа биллиардных траекторий:

1) Если начальное звено траектории проходит через фокус, то отраженное звено проходит через другой фокус и все звенья траектории проходят через фокусы эллипса поочередно.

2) Если начальное звено траектории оставляет фокусы эллипса ε с одной стороны, то все звенья траектории касаются одного и того же эллипса, софокусного с эллипсом ε и лежащего внутри ε .

3) Если начальное звено траектории проходит между фокусами эллипса ε , то все звенья траектории поочередно касаются ветвей одной и той же софокусной с ε гиперболы, причем

точки касания могут лежать на продолжении звеньев траектории уже за пределами ε .

Поэтому каждая точка эллипса

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1, \quad a > b,$$

при всяком $n \geq 3$ является вершиной периодической n -звенной биллиардной траектории. При этом при $n = 3$ каждое звено этой траектории касается софокусного эллипса

$$\frac{x^2}{a(3)^2} + \frac{y^2}{b(3)^2} = 1,$$

где

$$a(3) = \frac{a^3}{b^2 + \sqrt{a^4 - a^2b^2 + b^4}}, \quad b(3) = \frac{b^3}{a^2 + \sqrt{a^4 - a^2b^2 + b^4}},$$

а при $n = 4$ – эллипса

$$\frac{x^2}{a(4)^2} + \frac{y^2}{b(4)^2} = 1$$

$$\text{где } a(4) = \frac{a^2}{\sqrt{a^2 + b^2}}, \quad b(4) = \frac{b^2}{\sqrt{a^2 + b^2}}.$$

При некоторых ограничениях на длины полуосей овалов, задающихся уравнениями (1), появляются еще четырехзвенные биллиардные траектории, которых нет в круге – это V -образные траектории и «бабочки».

Если касательная в точке M овала ортогональна отрезку MB , где $B(0; -b)$ (рис. 4), то траектория $MBM'BM$, где точка M' симметрична точке M относительно оси Oy , очевидно является биллиардной. Для того, чтобы такая точка M нашлась, необходимо и достаточно, чтобы имела решение следующая задача

$$\min(BM)^2 = \min_{0 < t < \pi/2} (a^2 \varphi^2(t) + b^2 (1 + \psi(t))^2)$$

$$a^2 \varphi(t_0) \varphi'(t_0) + b^2 (1 + \psi(t_0)) \psi'(t_0) = 0, \quad 0 < t_0 < \pi/2.$$

Для эллипса $x = \varphi(t) = a \cos t$, $y = \psi(t) = a \sin t$ V -образная траектория существует, если $a^2 > 2b^2$. В этом случае точка M имеет координаты

$$\left(\frac{a^2 \sqrt{a^2 - 2b^2}}{a^2 - b^2}; \frac{b^3}{a^2 - b^2} \right).$$

Еще одна V -образная траектория получается симметрией относительно оси Ox . Периметры этих траекторий равны

$$\frac{a^2}{\sqrt{a^2 - b^2}}.$$

Траектория «бабочка» (рис. 5) появляется, если отрезки MO и MM' образуют равные углы с касательной к овалу, проведенной в точке M . В этом случае для нахождения координат точки M получаем соотношения

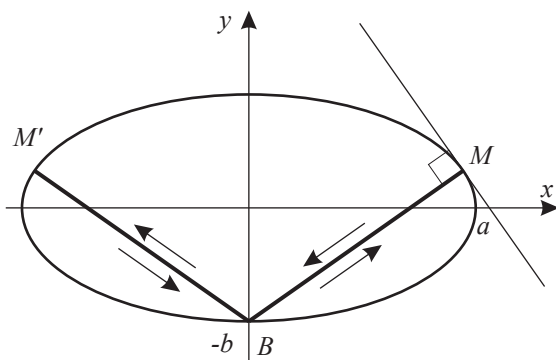


Рис. 4
Fig. 4.

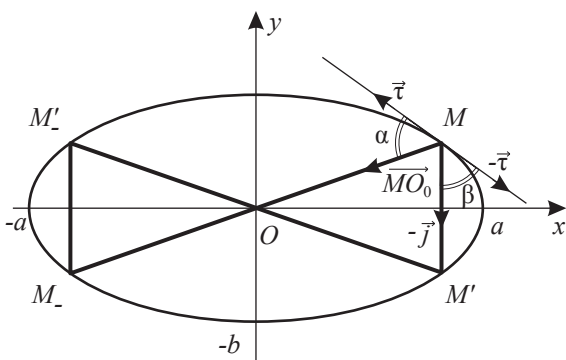


Рис. 5.
Fig. 5.

$$\overline{MO}_0 = \frac{(-a\varphi(t); -b\psi(t))}{\sqrt{a^2\varphi^2(t) + b^2\psi^2(t)}};$$

$$\vec{\tau} = \frac{(a\varphi'(t); b\psi'(t))}{\sqrt{a^2(\varphi'(t))^2 + b^2(\psi'(t))^2}}; \quad -\vec{j} = \overline{MM}_0 = (0; -1)$$

$$\cos \alpha = \overline{MO}_0 \cdot \vec{\tau} =$$

$$= \frac{-a^2\varphi(t)\varphi'(t) - b^2\psi(t)\psi'(t)}{\sqrt{a^2\varphi^2(t) + b^2\psi^2(t)}\sqrt{a^2(\varphi'(t))^2 + b^2(\psi'(t))^2}},$$

$$\cos \beta = (-\vec{\tau}) \cdot (-\vec{j}) = \frac{b\psi'(t)}{\sqrt{a^2(\varphi'(t))^2 + b^2(\psi'(t))^2}}$$

$$\cos \alpha = \cos \beta \Leftrightarrow 0 \leq -a\varphi(t)\varphi'(t) =$$

$$= b\psi'(t)(b\psi(t) + \sqrt{a^2\varphi^2(t) + b^2\psi^2(t)}).$$

В случае эллипса $x = \varphi(t) = acost$,
 $y = \psi(t) = asint$ координаты точки M следующие

$$\left(\frac{a\sqrt{a^2 - 2b^2}}{a^2 - b^2}; \frac{b^2}{\sqrt{a^2 - b^2}} \right).$$

Из теоремы Понселе следует, что в случае эллипса V -образная траектория и «бабочка» являются касательными к одной и той же гиперболе, софокусной с исходным эллипсом.

Библиографический список / References

1. Гальперин, Г.А. Математические бильярды / Г.А. Гальперин, А.Н. Земляков // Библиотечка «Квант». – Вып. 77. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1990. – 288 с.
2. Биркгоф, Дж. Динамические системы / Дж. Биркгоф. – Ижевск: Издательский дом «Удмуртский университет», 1999. – 408 с. Birkhoff, G.D. *Dinamicheskie sistemy* [Dynamical Systems]. AMS Colloquium Publications, V. IX, 1966.
3. Рубинштейн А.И. Связующая нить. Неизвестная математика. – М.: Дрофа, 2009. – 110 с. Rubinstein A.I. *Svyazuyushchaya nit'. Neizvestnaya matematika* [Linking Thread, Unknown Mathematics], Drofa Pub. 2009.
4. Boldrighini C., Keane m., Marchetti F. Billiards in polygons, Ann. of Probability, 1978, V. 6, No. 4, P. 532–540.
5. Katok A. The growth rate for the number of singular and periodic orbits for polygonal billiard, Comm. Math. Phys., 1987, V. 111, P. 151–160.
6. Bos H.J.M., Kers C., Oort F., Raven D.F. Poncelet's Closure Theorem, Expo. Math., 1987, 5, P. 287–364.
7. Vorobets Ya.B., Gal'perin G.A. and Stepin A.M. Periodic billiard trajectories in polygons: generating mechanisms, Russian Math. Surveys, 1992, 47, 5–80.
8. Masur H. and Tabachnikov S. Rational billiards and flat structures, Handbook of Dynamical Systems, North-Holland. Amsterdam, 2002, 1A, P. 1015–1089.
9. Masur H. Closed trajectories for quadratic differentials with an application to billiards, Duke Math. J., 1986, 15, 307–314.
10. Ya. Sinai. Introduction to ergodic theory. Princeton University Press. 1976.

ON PERIODIC BILLIARD TRAJECTORIES IN OVALS

Rubinshteyn A.I., Prof. National Research Nuclear University MEPhI, MSFU, Dr. Sci. (Physics and Mathematics);
Telyakovskiy D.S., Assoc. Prof. National Research Nuclear University MEPhI, Ph.D (Physics and Mathematics)

rubinshtein_aleksandr@mail.ru

Moscow state forest university (MSFU) 1st 1 Institutskaya st., 1, 141005, Mytischy, Moscow reg., Russia
 National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute) 115409, Russia, Moscow, Kashirskoe highway, 31

We consider periodic billiard trajectories in billiards-ovals, i.e. convex domains, that are bounded by curves whose tangent lines change slope continuously and have two mutually perpendicular axes of symmetry. An example of such billiards is an elliptic billiard. Our main focus is to find specific billiard trajectories that have a small number of perpendicular link-chords. It has been shown that in any billiard-oval there are two pairs of mirror perpendicular billiard trajectories that are formed by three chords of the oval. At the same time one of the peaks of such a trajectory is located at the end of the diameter of the oval, and the link-chord opposite to it is perpendicular to this diameter. We provide a geometric construction of such a trajectory and give an equation the solution of which can be used to find the value of the parameter in the parametric representation of oval's boundary that corresponds to the peak of billiard curve?. In case of an elliptic billiard we give the Cartesian coordinates of the corners. With the help of the Poncelet Theorem, we show that all periodic three-link billiard trajectories in the ellipse are circumscribed around of a just found ellipse, which is confocal to the original ellipse. Using the Birkhoff result we show that all of them have the same perimeter. We have obtained similar results for four-link periodic billiard trajectories. Clearly that in case of a billiard-ellipse, the confocal ellipse around which all four-link periodic billiard trajectories are circumscribed is different from the ellipse obtained for three-link billiard trajectories. In certain ovals there are four-link billiard trajectories of V-type, where each of the two chords is orthogonal to the boundary of the oval and is traced twice. We provide the examples of the ovals that have only four three-link periodic trajectories and the ovals in which there is an infinite number of such trajectories.

Keywords: periodic trajectories, billiard trajectories.

ПРОГРАММНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЦИФРОВЫХ ФИЛЬТРОВ

А.Е. ПАСТУХОВ, инженер-программист каф. ИИС и ТП МГУЛ,
П.А. ТАРАСЕНКО, проф. каф. ИИС и ТП МГУЛ, канд. техн. наук,
Ю.П. БАТЫРЕВ, доц. каф. ИИС и ТП МГУЛ, канд. техн. наук,
А.П. ШУЛЬЦ, проф. каф. физики МГУЛ

tarasenko@mgul.ac.ru; batyrev@mgul.ac.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

В настоящее время для проектирования цифровых фильтров, нашедших широкое распространение с появлением высокоскоростных процессоров обработки сигналов, существует достаточное количество программных инструментов, позволяющих сделать выбор типа фильтра, оптимальный для поставленной задачи, а также провести синтез требуемых параметров фильтра – полосы пропускания и заграждения, неравномерности АЧХ и др. Для проверки работоспособности фильтров с заданными коэффициентами была разработана программа, позволяющая визуально проверить функционирование фильтра при воздействии на него сигнала с программно управляемого генератора сигналов различной формы. В статье дается описание работы программы с описанием отдельных модулей и выполняемых ими функций, отображением входного воздействия и выходного сигнала, а также ряда дополнительных параметров, определяющих качество работы цифрового фильтра.

Ключевые слова: цифровая фильтрация, полоса пропускания, коэффициенты фильтра, добротность, компьютерная программа, визуализация работы фильтра.

Основная задача измерительной аппаратуры – это обработка электрических сигналов. Одной из основных проблем при этом является выделение сигналов на уровне помех (фильтрация). Вначале эту задачу решали линейные, аналоговые фильтры с конечной импульсной характеристикой [1, 2].

Сложность реализации таких фильтров состоит в том, что при проектировании фильтра высокого порядка необходимо задействовать большое количество радиоэлектронных компонентов (резисторов, конденсаторов, катушек индуктивности), с реальными характеристиками [3]. Так как два элемента могут отличаться в реальных условиях по номиналу, это сильно затрудняет расчет фильтров высоких порядков.

С появлением полупроводниковых компонентов, таких как операционные усилители, наиболее часто используются активные фильтры (фильтры с обратной связью) с бесконечной импульсной характеристикой (БИХ фильтры) [4, 5]. Это позволяет повысить точность фильтрации, в то же время решение таких проблем, как, например, уход характеристик со временем и воздействие внешних факторов, остается открытым, что, в свою очередь, вызывает трудности при проектировании.

При использовании быстродействующих процессоров появилась возможность реализации цифровых фильтров. Преимущество цифровых фильтров состоит в том, что они не подвержены влиянию внешних факторов, таких как температура, давление, и его параметры не уходят со временем, ввиду отсутствия большого количества реактивных компонентов. Критичным остается лишь временной интервал между отсчетами. Цифровой фильтр можно реализовывать на основе программируемых логических интегральных схем, сигнального процессора, а также в виде компьютерной программы [6, 7]. В любом случае характеристики фильтра можно перенастраивать, не изменяя электрической схемы прибора.

Прежде чем реализовать фильтр, необходимо убедиться в его работоспособности и эффективности, для этого надо определить искажения сигнала, вид и параметры передаточной функции, АЧХ фильтра, а также получить возможность визуального представления результатов работы фильтра [8, 9]. Для этих целей создан программный стенд для исследования цифровых фильтров.

Стенд позволяет смоделировать входные сигналы, подать их на вход фильтра и получить и проанализировать результат филь-

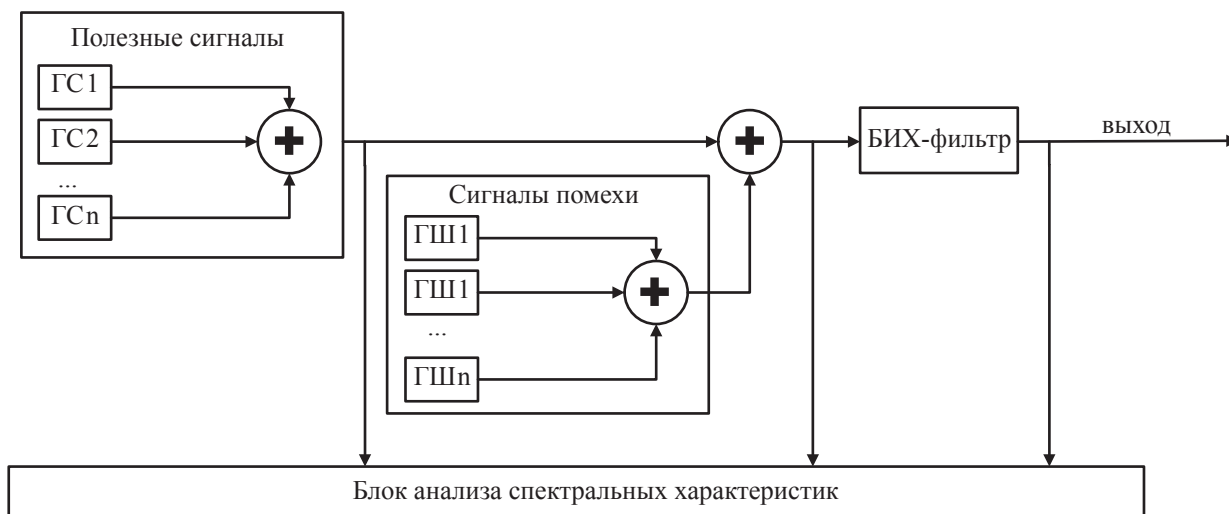


Рис. 1. Функциональная схема программного стенда

Fig. 1. Functional diagram of the program stand

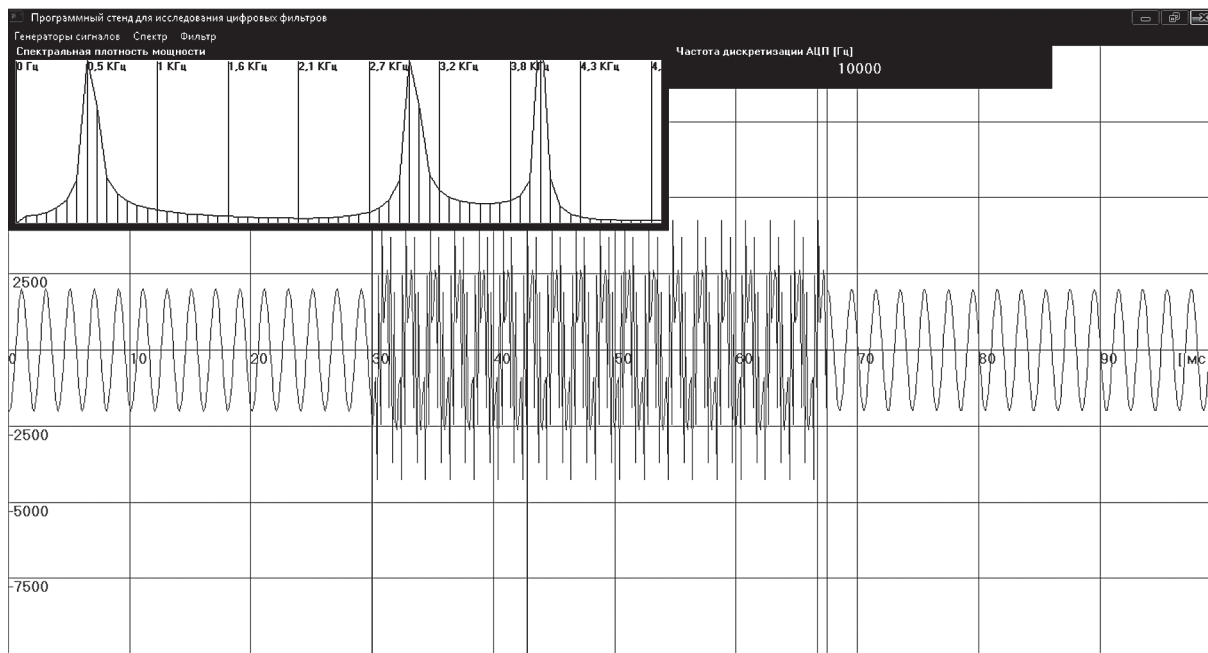


Рис. 2. Главное окно программы

Fig. 2. The main window of the program

трации. Стенд позволяет также определить длительность переходного процесса.

Возможно получение импульсной характеристики и АЧХ фильтра. Все эти процессы и характеристики визуализированы.

Программный стенд состоит из трех модулей.

Функциональная схема программного стенда приведена на рис. 1

Она включает:

- модуль генераторов сигналов, модулирующих полезный сигнал и сигналы поме-

хи, он также включает сумматоры и модуляторы сигналов;

- цифровой (рекурсивный) БИХ-фильтр с изменяемой передаточной характеристикой, задаваемой коэффициентами;

- блок анализа спектральных характеристик, позволяющий определить спектральную плотность мощности сигнала.

На рис. 2 изображено главное окно программы.

Визуально поле разделено на три области:

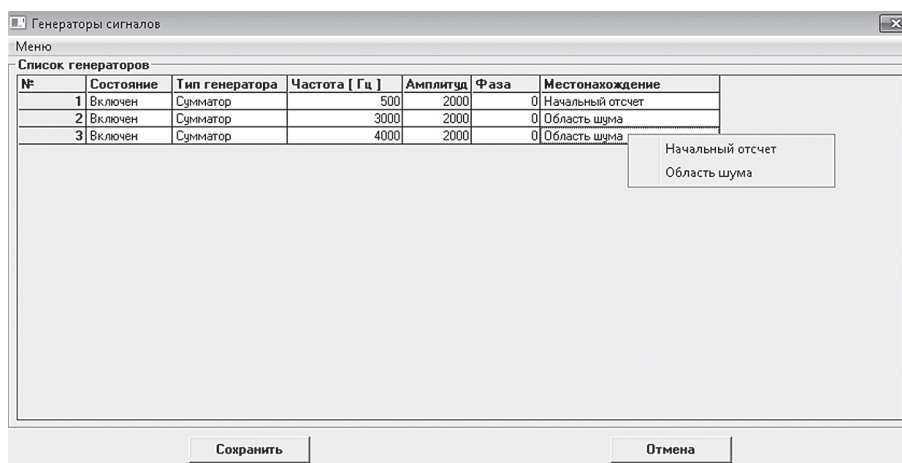


Рис. 3. Настройка генераторов
Fig. 3. Generators set up

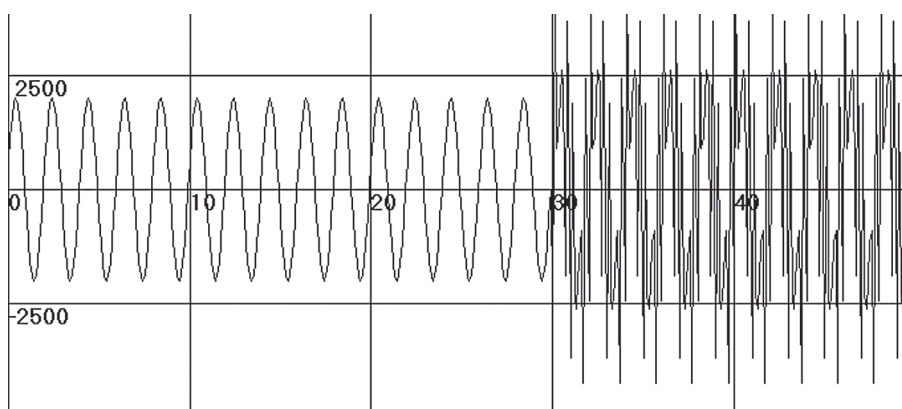


Рис. 4. Области местонахождения генераторов (нулевой отсчет и область шума)
Fig. 4. Location of generators (zero reading and noise area)

1. Левая область – это исходный сигнал.

2. Центральная область – область шумов. Область шумов начинается от оранжевой линии. Использование этой области не обязательно, она введена для наглядности. При желании зашумленный сигнал можно сгенерировать от начального отсчета.

3. Правая область – область выходного сигнала из фильтра. Фильтр обозначается двумя красными вертикальными линиями. Начало области обозначено правой красной вертикальной линией.

Все три области позволяют наглядно оценить работу фильтра.

Сигналы отображены синим цветом, и при работе программы они перемещаются слева направо.

В левом верхнем углу имеется окно «Спектральная плотность мощности», где отображается спектральная характеристика

сигнала. Область анализа выбирается с помощью курсора. На рис. 2 изображен спектральный анализ шумов.

Программный стенд работает в трех режимах:

- 1) «Стоп кадр»,
- 2) «Непрерывный»,
- 3) «Пошаговый».

Генераторы синусоидальных сигналов

Сигналы создаются с помощью генераторов синусоидальных сигналов. Для настройки генераторов необходимо вызвать меню «Генераторы сигналов». После чего появится список генераторов (рис. 3).

Список (рис. 3) содержит 6 колонок:

1. Состояние: Включение \ выключение генератора.
2. Тип генератора: Сумматор \ модулятор.

3. Частота [Гц]: количество периодов колебания за единицу времени [1 сек]. Если

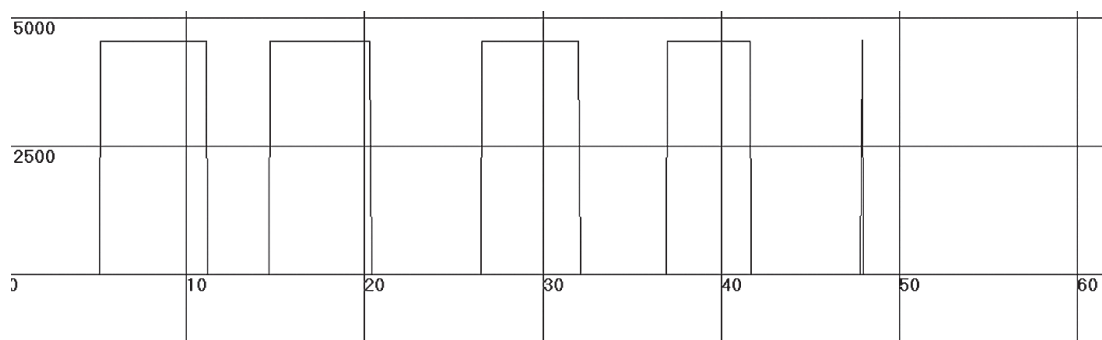


Рис. 5 Дельта-функция и прямоугольные импульсы, сгенерированные мышью
Fig. 5 Delta function and square waves generated by the mouse

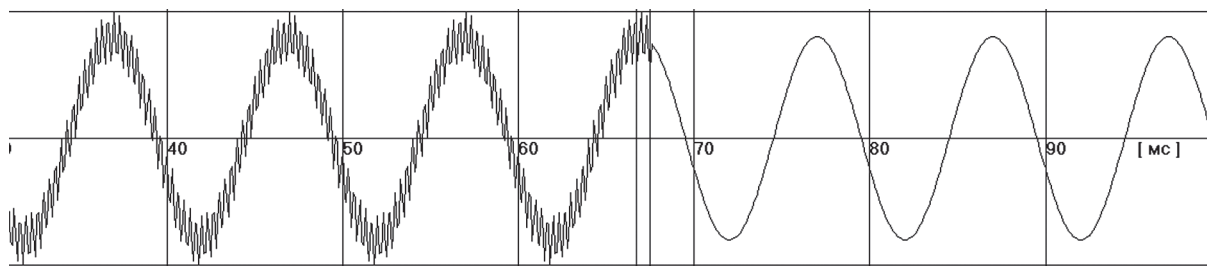


Рис. 6. Область фильтра
Fig. 6. The field of the filter

в данную позицию ввести ноль, то генератор будет работать как источник шума, добавляя в отсчет псевдослучайное значение.

4. Амплитуда: в данном случае – это безразмерная величина, характеризует уровень сигнала.

5. Фаза: смещение сигнала.

6. Местонахождение: всего определено два места для генератора.

Начальный отсчет – в этом случае генератор работает с нулевым отсчетом.

Область шума – в этом случае генератор работает в области, обозначенной оранжевой линией (рис. 4).

При необходимости количество генераторов можно изменить, делается в окне «Генераторы сигналов» с помощью «Меню» → «Добавить генератор» / «Удалить генератор» (рис. 3).

Модель генератора описывается следующим образом.

Модель сумматора

$$\lambda_i = \lambda_i + A \sin(ik + \varphi), i = 0 \dots \infty.$$

Модель модулятора

$$\lambda_i = \lambda_i \times A \sin(ik + \varphi), i = 0 \dots \infty.$$

Модель источника шума

$$\lambda_i = \lambda_i \times Ax,$$

где $k = 2\pi\omega/\Omega = \text{const}$

ω – частота сигнала,

Ω – частота дискретизации,

A – амплитуда сигнала,

φ – фаза,

x – псевдослучайное число.

Существует возможность смоделировать прямоугольный импульс и дельта-функцию (одиночный импульс) путем указания в любой области сигнала и нажатием одной из двух клавиш мыши.

Левая клавиша мыши генерирует одиночный импульс, правая клавиша при удержании генерирует уровень сигнала, амплитуда которого указывается курсором мыши. Пример моделирования сигналов приведен на рис. 5.

Рекурсивный фильтр

Область фильтра обозначается двумя вертикальными красными линиями. Вход фильтра обозначается левой линией, выход из фильтра – правой линией (рис. 6).

Расстояние между линиями зависит от добротности фильтра, т. е. от количества коэффициентов передаточной функции. Чем больше порядок фильтра, тем больше расстояние между линиями.

Свойства фильтра

Частота дискретизации [Гц]
10000

Количество коэффициентов (Enter - ввод)
8

Коэффициенты фильтра

№ коэф.ц	Кф. А	Кф. В
0	2,26917735897198E-03	1
1	1,81534188717759E-02	-1,59056649578489
2	6,35369660512155E-02	2,08381330026821
3	0,127073932102431	-1,53262556329449
4	0,158842415128039	0,869440915484917
5	0,127073932102431	-0,319175943252755
6	6,35369660512155E-02	8,20901315715001E-02
7	1,81534188717759E-02	-1,22466701861472E-02
8	2,26917735897198E-03	8,61368381197359E-04

Сохранить

Рис. 7. Ввод коэффициентов передаточной функции фильтра
Fig. 7. Input of coefficients of the filter transfer function

Модель фильтра описывается следующим образом

$$y(k) = \frac{1}{a_0} \left(\sum_{m=0}^k b_m x(k-m) - \sum_{m=0}^k a_m y(k-m) \right),$$

где $y(k)$ – отсчеты на выходе фильтра,
 $x(k)$ – входные отсчеты.

b_m и a_m – коэффициенты числителя и знаменателя передаточной функции фильтра.

Обязательное условие для БИХ-фильтра – это хотя бы одно значение a_m помимо a_0 должно быть отличным от нуля.

Конкретная методика расчета коэффициентов b_m и a_m не рассматривается. Данные коэффициенты рассчитываются в других программах или берутся из справочников и вводятся в программный стенд с помощью дополнительного окна, вызываемого меню «фильтр» → «свойства фильтра» (рис. 7).

Коэффициенты передаточной функции формируются исходя из заданной аппроксимации (Баттерворта, Чебышева, Бесселя и др.), типа фильтра (ФНЧ, ФВЧ, ПФ, РФ) и порядка фильтра. На рис. 7 изображен ввод коэффициентов передаточной функции фильтра со следующими параметрами:

- Аппроксимация: Баттерворта,
 - Тип фильтр ФНЧ (фильтр нижних частот),
 - Порядок фильтра = 8.
- АЧХ фильтра представлена на рис. 8.

Спектральный анализ

Для спектрального анализа необходимо запустить модуль спектроанализатора и указать одну из трех областей сигнала; делается это с помощью меню «спектр», далее выбирается одна из трех областей сигнала.

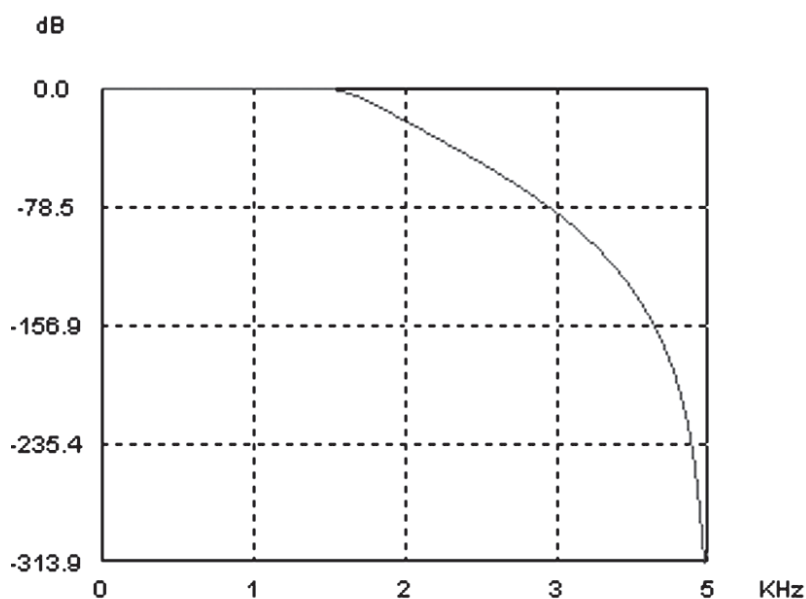


Рис. 8. Амплитудно-частотная характеристика ФНЧ
Fig. 8. Amplitude-frequency LPF characteristic

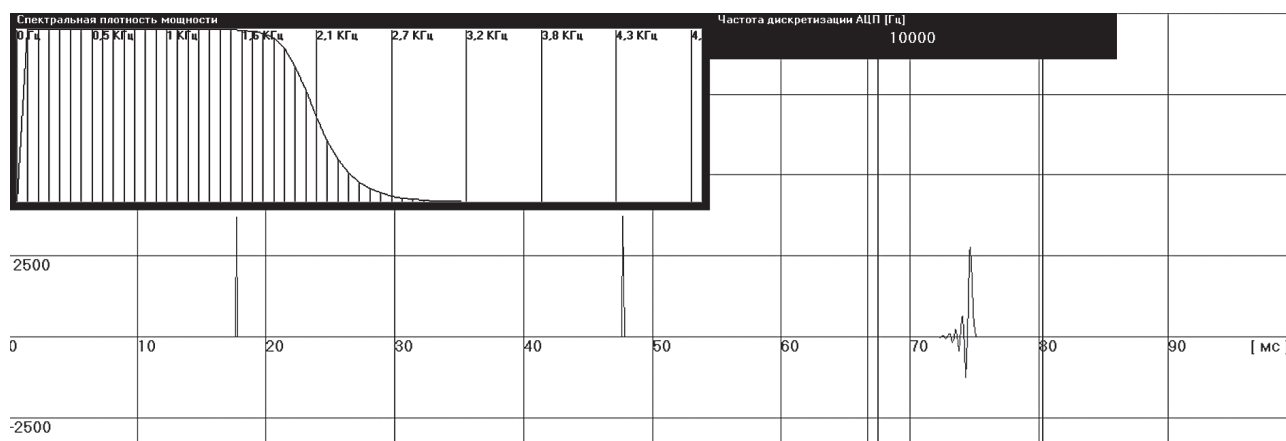


Рис. 9. Пример спектрального анализа импульсной характеристики фильтра
Fig. 9. The example of a spectral analysis of the filter impulse characteristic

1) Исходный сигнал (анализ ведется от начального отсчета).

2) Область шумов (анализ с отсчета обозначенный оранжевой линией).

3) Область фильтра (анализ выходного сигнала фильтра, правая красная полоса).

После запуска модуля в окне отображается спектральная характеристика сигнала, при этом появляются две зеленые вертикальные полосы, отображающие область спектрального анализа (рис. 9).

Данная часть программы реализована с помощью дискретного преобразования Фурье (ДПФ) по формуле

$$S(k) = \sum_{n=0}^{N-1} s(n) \exp(-j \frac{2\pi}{N} nk), k = 0..N-1,$$

где $S(k)$ – спектральный отсчет (комплексный),

$s(n)$ – отсчеты сигнала,

$|S(k)|$ – отображаемый спектральный отсчет

Программный стенд разработан в среде Microsoft Visual Basic 6.0. Отдельные вычислительные функции вынесены в библиотеку FCAD.DLL (для ускорения вычислительных операций), данная библиотека реализована на ассемблере MASM32 v.11. [8–10].

Библиографический список

1. Айфичер, Э. С. Цифровая обработка сигналов: практический подход / Э.С. Айфичер, Б. У. Джервис / 2-е издание. : Пер. с англ. М.: Изд. дом «Вильямс», 2004. – 992 с.
2. Бондарев, В.Н. Цифровая обработка сигналов: методы и средства : уч. пос. для ВУЗов / В.Н. Бондарев, Г. Трестер, В.С. Чернега; 2-е издание. : Харьков: Конус, 2001. – 398 с.
3. Куприянов, М.С. Цифровая обработка сигналов: процессоры, алгоритмы, средства проектирования / М.С. Куприянов, Б.Д. Матюшкин; 2-е издание. : СПб.: Политехника, 1999. – 592 с.
4. Лэй, Э. Цифровая обработка сигналов для инженеров и технических специалистов: практическое руководство: Пер. с англ. / Э. Лэй. – М.: ООО «Группа ИДТ», 2007. – 336 с.
5. Тропченко, А. Ю. Цифровая обработка сигналов. Методы предварительной обработки : Уч. пос. / А. Ю. Тропченко, А.А. Тропченко. – СПб: СПбГУ ИТМО, 2009. – 100 с.
6. Браун, С. Visual Basic 6 : Пер. с англ. / С. Браун. – СПб.: Питер, 2001. – 576 с.
7. Сергеев, В. Visual Basic 6.0. Наиболее полное руководство для профессиональной работы в среде Visual Basic 6.0. / В. Сергеев. – СПб.: БХВ-Петербург, 2004. – 992 с.
8. Зубков, С.В. Assembler. Язык неограниченных возможностей / С.В. Зубков. – М.: ДМК-пресс, 2002. – 640 с.
9. Магда, Ю.С. Ассемблер для процессоров Intel Pentium / Ю.С. Магда. – СПб.: Питер, 2006. – 410 с.
10. Безруков, В.А. WIN32 API программирование / В.А. Безруков. – СПб: СПбГУ ИТМО, 2009. – 90 с.

PROGRAM STAND FOR THE STUDY OF DIGITAL FILTERS

Pastukhov A.Ye., MSFU; **Tarasenko P.A.**, Prof. MSFU, Ph.D (Tech.); **Batyrev YU.P.**, Assoc. MSFU, Ph.D (Tech.); **Shul'ts A.P.**, Prof. MSFU, Dr. Sci. (Tech.)

tarasenko@mgul.ac.ru; batyrev@mgul.ac.ru

Moscow state forest university (MSFU) 1st 1 Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia

Currently for the design of digital filters, which have become widely spread with the introduction of high-speed signal processors, there is a sufficient number of software tools to choose the type of the filter that is optimal for the task. It is also possible to synthesize the desired filter parameters – bandwidth and fences, flatness and others. To test the efficiency of filters with the given coefficients, there has been developed a program that allows to check filter functioning visually when it receives a signal from a programmable signal generator. The article describes the operation of the program with the descriptions of individual modules and functions they perform, the article shows input and output effects, as well as certain additional parameters that determine the quality of work of the digital filter.

Keywords: digital filtering, bandwidth, filter coefficients, Q-factor, computer program, the visualization of the filter work.

References

1. Ayficher E.S., Dzhervis B.U. *Tsifrovaya obrabotka signalov: prakticheskiy podkhod* [Digital signal processing: a practical approach]. Moscow: Publ. «Vil'yame», 2004. 992 p.
2. Bondarev V.N., Trester G., Chernega V.S. *Tsifrovaya obrabotka signalov: metody i sredstva* [Digital Signal Processing: Methods and tools]. Kharkiv: Konus, 2001. 398 p.
3. Kupriyanov M.S., Matyushkin B.D. *Tsifrovaya obrabotka signalov: protsessory, algoritmy, sredstva proektirovaniya* [Digital signal processing: processors, algorithms, design tools]. SPb.: Politekhnik, 1999. 592 p.
4. Ley E. *Tsifrovaya obrabotka signalov dlya inzhenerov i tekhnicheskikh spetsialistov: prakticheskoe rukovodstvo* [Digital Signal Processing for Engineers and Technicians: A Practical Guide]. Moscow: ООО «Группа ИДТ», 2007. 336 p.
5. Tropchenko A Yu., Tropchenko A.A. *Tsifrovaya obrabotka signalov. Metody predvaritel'noy obrabotki* [Digital signal processing. Pretreatment methods]. Saint Petersburg: SPbGU ITMO, 2009. 100 p.
6. Braun S. Visual Basic 6. SPb.: Piter, 2001. 576 p.
7. Sergeev V. Visual Basic 6.0. *Naibolee polnoe rukovodstvo dlya professional'noy raboty v srede Visual Basic 6.0* [The most complete guide for professional work environment Visual Basic 6.0.]. Saint Petersburg: BKhV-Peterburg, 2004. 992 p.
8. Zubkov S.V. *Assembler. Yazyk neogranichennykh vozmozhnostey* [Assembler. Language of unlimited possibilities]. Moscow: DМК-press, 2002. 640 p.
9. Magda Yu.S. *Assembler dlya protsessorov Intel Pentium* [Assembler for processors Intel Pentium]. Saint Petersburg: Piter, 2006. 410 p.
10. Bezrukov V.A. *WIN32 API programmirovaniye* [WIN32 API Programming]. Saint Petersburg: SPbGU ITMO, 2009. 90 p.

ЧАСТОТНЫЕ МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И ЭРГОДИЧЕСКАЯ ТЕОРИЯ (ТЕОРИЯ КВАЗИПЕРИОДИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ)

М.П. ТУМАНОВ, *проф. МИЭМ НИУ ВШЭ, канд. техн. наук,*
С.Р. АБДУЛЛИН, *доц. каф. высшей математики МГУЛ*

miketum@yandex.ru, mai-sal@yandex.ru

Московский институт электроники и математики Высшей школы экономики,
123458, Москва, ул. Таллинская, д. 34
ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Показано, что в типовой системе автоматического управления возможно значительное падение точности регулирования за счет того, что частотная характеристика разомкнутой системы имеет ряд нулей (частот, на которых модуль этой характеристики мал). Модуль частотной характеристики разомкнутой системы автоматического управления позволяет эффективно исследовать точность замкнутой системы при любом виде задающего воздействия, поэтому является часто применяемым объектом в инженерной практике. В статье рассмотрен случай компенсации запаздывания с помощью неточной модели запаздывания в случае, когда модель самого объекта управления считается достаточно точной. Показано, что (даже в случае, когда система без компенсирующей модели запаздывания имеет частотную характеристику без существенных провалов) возможно появление таких провалов при компенсации. Но главный интерес в статье представляет связь между частотами этих провалов и соизмеримостью времен запаздывания. При соизмеримых временах появляются нули частотной характеристики, а при несоизмеримых – сколь угодно глубокие провалы, положение которых на оси частот определяется соотношением запаздываний.

Ключевые слова: распределенные системы управления, временное запаздывание, маршрутизатор, буферирование, компенсация запаздывания, передаточные функции, ЛАЧХ, обмотка тора.

Временное запаздывание в современных распределенных системах управления [6] является практически неизбежным злом, с которым приходится считаться и бороться. Основная причина наличия такого запаздывания – передача информации через сеть. Особенно значительных величин это запаздывание достигает при использовании большого числа маршрутизаторов и связанного с этим буферирования.

Такое запаздывание обычно является переменным [7, 8], но в данной статье рассмотрен эффект, не связанный с переменностью времени запаздывания, а возникающий при плохо определенном (недостаточно точно известном) времени запаздывания.

В таком контексте обычно либо используют экстраполятор функций на время запаздывания либо встроенную модель объекта управления с запаздыванием [3]. Причем оба этих подхода плохо работают при плохо известном запаздывании.

Кроме того, наличие помех вообще делает систему управления [1] с компенсацией запаздывания плохо реализуемой при сложных (широкополосных и интенсивных) помехах. Рассмотрим типовую систему замкну-

тую управления [2] с запаздыванием в цепи обратной связи и с помехой, действующей на объект управления. Будем предполагать (это реалистично), что выход объекта без запаздывания и без помехи физически получен быть не может, поэтому будем предполагать наличие в системе компенсации запаздывания.

Ограничимся случаем линейной системы с постоянными коэффициентами, так как даже в такой системе рассмотренный ниже эффект проявляется в полной мере. Пусть $W(p)_{рег}$, $W(p)_о$ и $W(p)_ос$ – соответственно передаточные функции регулятора, объекта управления и обратной связи [1].

Передаточная функция разомкнутой системы

$$W(p)_{pc} = W(p)_{рег} \times W(p)_о \times W(p)_ос \quad (1)$$

(и соответствующая частотная характеристика $W(j\omega)_{pc}$ определяет величину ошибки слежения в системе по формуле [2])

$$e(p) = \frac{1}{1 + W(p)_{pc}} u(p). \quad (2)$$

В частотной области получим оценку спектральных составляющих ошибки, поэтому стремятся к тому, чтобы $|W(j\omega)_{pc}|^{-1} < \varepsilon$ – требуемой точности системы. Будем предполагать, что это требование выполнено, если отсутствует

Система управления с сетевым компонентом (NCS)

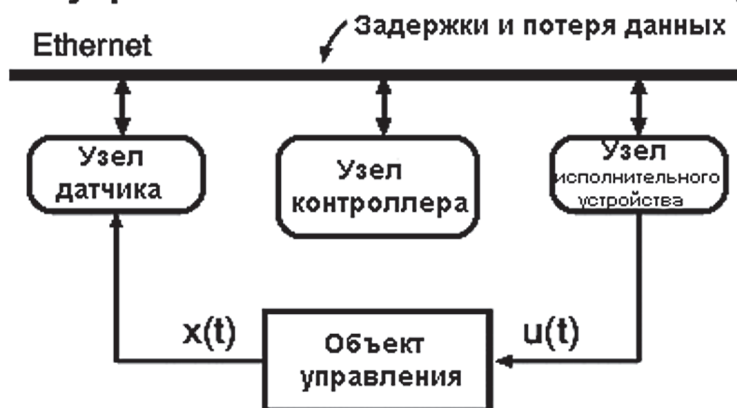


Рис. 1. Типовая распределенная система автоматического управления
 Fig. 1. A typical distributed system of automatic control

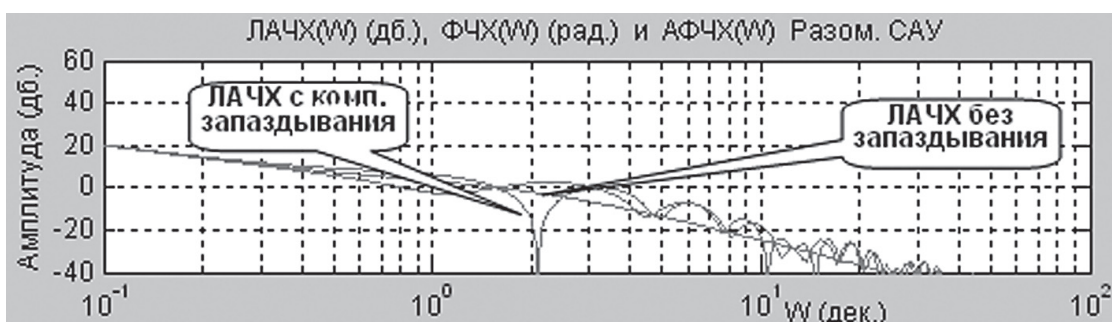


Рис. 2. ЛАЧХ разомкнутой системы без запаздывания и с последующей неточной компенсацией запаздывания
 Fig. 2. LAFC of an open system without delay and with subsequent inaccurate delay compensation

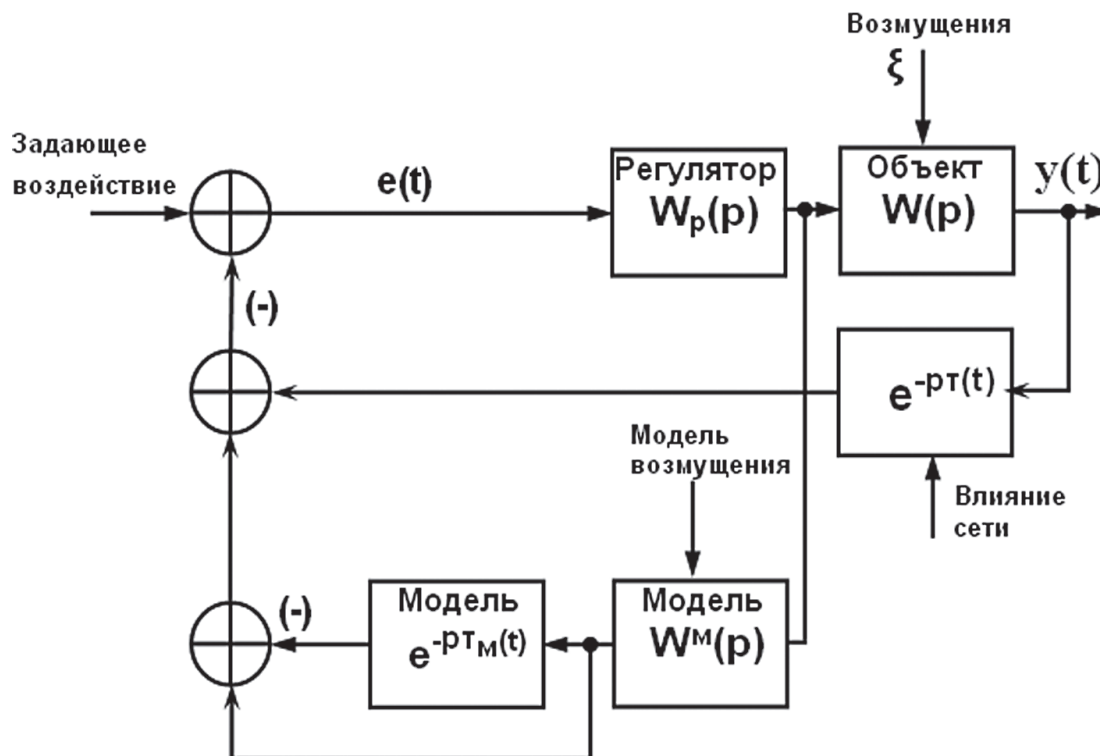


Рис. 3. Компенсация запаздывания
 Fig. 3. Delay compensation

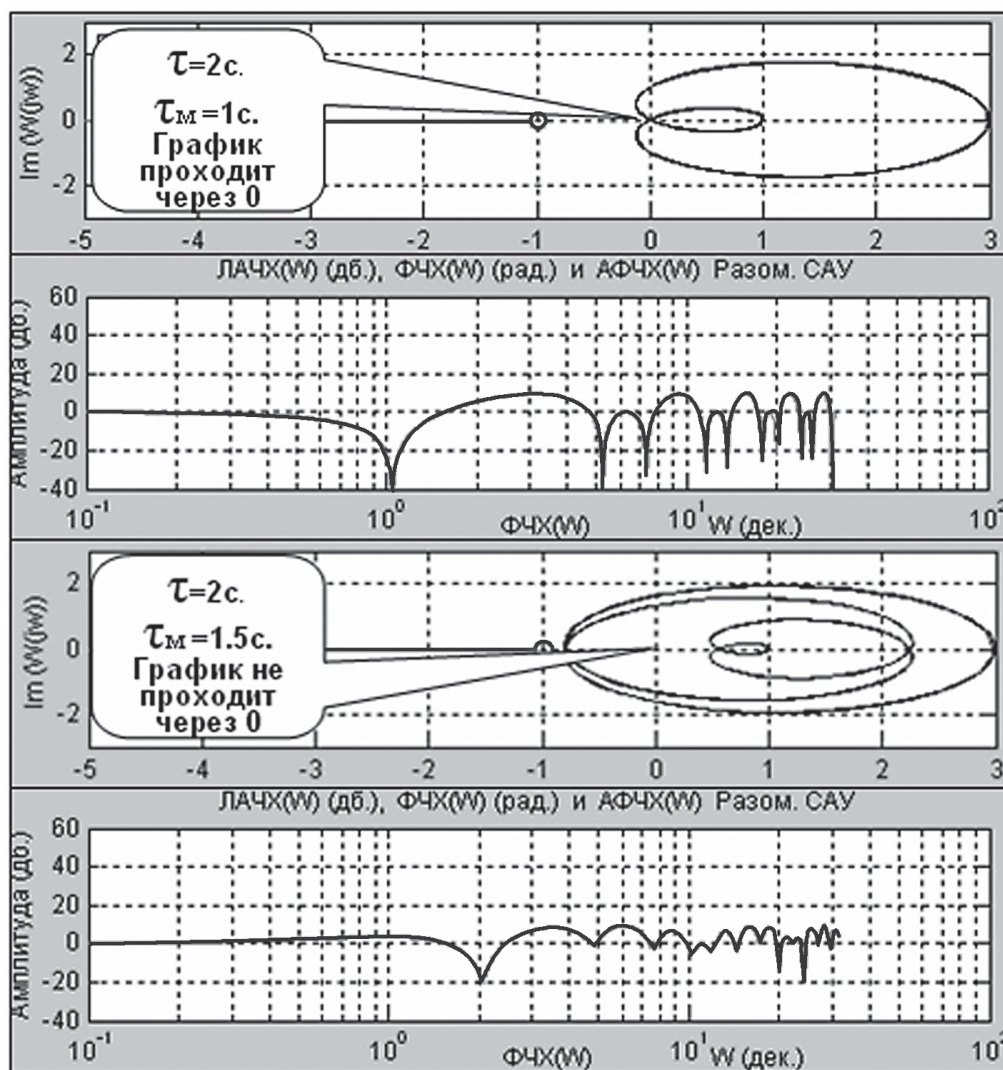


Рис. 4. Случай соизмеримых запаздываний: годографы $F(\omega)$ и соответствующие ЛАЧХ
 Fig. 4. The case of commensurate delays: hodographs $F(\omega)$ and corresponding LAFC

(поэтому и не учитывается) запаздывание. Типичный вид логарифмической амплитудно-частотной характеристики (ЛАЧХ) [1, 2] такой системы (в разомкнутом виде) приведен на рис. 2.

ЛАЧХ, проходя на достаточно высоком уровне, обеспечивает малую ошибку.

Теперь введем компенсацию запаздывания, для чего добавим в систему модели объекта помехи и, наконец, запаздывания, которые входят в виде программных модулей в ПО регулятора. Мы не можем заранее предполагать, что все эти модели точны, кроме того, помеха может иметь стохастическую природу. Будем для определенности считать, что модель объекта достаточно точна, а вот модель запаздывания отличается от реального запаздывания (рис. 3).

Очевидно, если модель запаздывания точна, то происходит его (запаздывания) полная компенсация [9] и ЛАЧХ разомкнутой скомпенсированной системы не отличается от ЛАЧХ системы вообще без запаздывания. Но, к сожалению, точная компенсация невозможна.

Этот эффект хорошо виден на рис. 2, где приведены несколько случаев неточной компенсации запаздывания. В некоторых случаях провалы ЛАЧХ достигают 60 дБ, но это наблюдается далеко не всегда. Точными нулями будут частоты, удовлетворяющие уравнению

$$F(\omega) = 1 + e^{-j\omega\tau} - e^{j\omega\tau_m} = 0. \quad (3)$$

Наличие или отсутствие корней этого уравнения связано с соотношением между τ

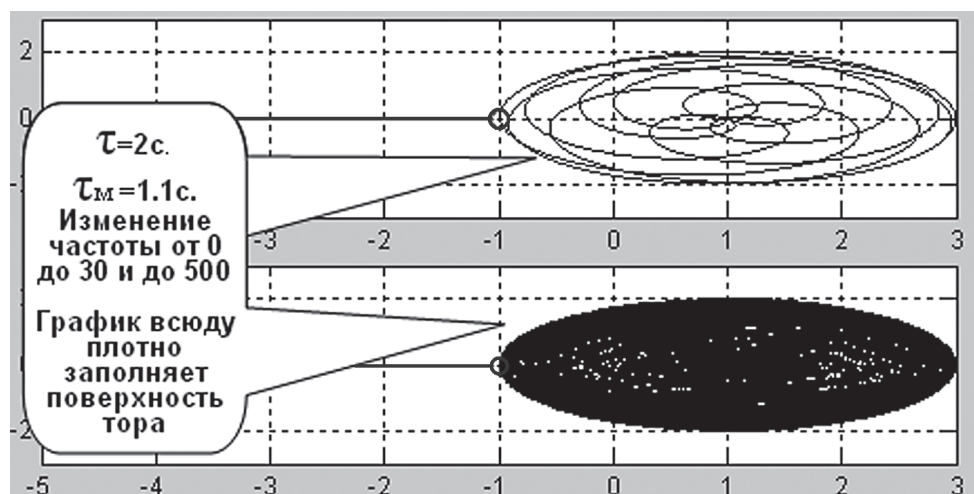


Рис. 5. Случай несоизмеримых запаздываний

Fig. 5. The case of incommensurate delays

и τ_m . Если эти числа рационально соизмеримы ($n \cdot \tau = m \cdot \tau_m$), то (3), являясь в этом случае периодической функцией, может иметь решение, но может и не иметь. Примеры приведены на рис. 4. Здесь отображен годограф $F(\omega)$ [2] при неотрицательных частотах на комплексной плоскости. Обращать внимание следует на прохождение годографа вблизи точки 0. Также приведены графики ЛАЧХ этой функции (по оси ординат – децибелы).

Но если времена запаздывания рационально несоизмеримы, то привлечение теории почти периодических функций позволяет сформулировать следующее утверждение: *При неточной компенсации ЛАЧХ имеет набор частот, на которых модуль падает до величин сколь угодно малых.*

Доказательство: свяжем с (3) двухмерный тор T^2 , тогда при изменении ω от 0 до ∞ образуется обмотка тора, если рассматривать входящие в (3) экспоненты как циклы – образующие тора. Известно [5], что при несоизмеримости частот вращения такая обмотка всюду плотна на торе. Осталось лишь заметить симметрию при изменении знака частоты, из чего вытекает достаточность рассмотрения только неотрицательных частот.

Итак $\forall \varepsilon > 0; \exists \omega^* : |F(\omega^*)| \leq \varepsilon$.

Возможно, что такие частоты окажутся слишком большими, чтобы иметь практическое значение, но рассмотренные примеры из практики показывают, что это чаще всего не так.

График всюду плотен на двухмерном торе, проходит сколь угодно близко от точки 0.

Можно дать оценки расстояния по частоте между точками провалов ЛАЧХ. В случае соизмеримых запаздываний такая оценка равна периоду функции (3). Хотя, как видно из рис. 4, внутри периода могут наблюдаться множественные нули, расположенные гораздо ближе друг к другу, чем на соответствующую долю периода.

В случае несоизмеримости запаздываний для получения такой оценки необходимо знать порядок приближения иррационального отношения периодов (возможно, сами периоды трансцендентны!) рациональными числами [10]. Имеется следующая известная оценка скорости приближения иррациональных чисел рациональными [5]

$$|\mu - m/n| < 0,447214(n)^{-2}, \quad (4)$$

где μ – рационально приближаемое дробью m/n .

Если в качестве μ взять отношение запаздываний $\mu = \tau/\tau_m$, то эту оценку можно использовать для получения оценки сверху для периода почти повторения квазипериодической функции $F(\omega)$. Действительно, из (4) можно получить оценку n , обеспечивающую нужную точность приближения $n\tau \approx m\tau_m$.

При этом периодом почти повторения естественно считать величину $T = 2\pi/n\tau$.

Заметим, что в случае соизмеримых запаздываний по этой формуле получается истинный период периодической функции.

Библиографический список

1. Цыпкин, Я.З. Основы теории автоматических систем / Я.З. Цыпкин; курс лекций. – М.: Наука, 1970. – 560 с.
2. Красовский, А.А. Основы автоматики и технической кибернетики / А.А. Красовский, Г.С. Поспелов. – М.: ГОСЭНЕРГОИЗДАТ, 1962. – 600 с.
3. Колмановский, В.Б. Устойчивость и периодические режимы регулируемых систем с последействием / В.Б. Колмановский, В.Р. Носов. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1981. – 448 с.
4. Емельянов, С.В. Новые типы обратной связи / С.В. Емельянов, С. К. Коровин. – М.: Наука, Физматлит, 1997.
5. Арнольд, В.И. Геометрические методы в теории обыкновенных дифференциальных уравнений / В.И. Арнольд. – М.: МЦНМО, 2012.
6. Эльсгольц, А.Э. Введение в теорию дифференциальных уравнений с отклоняющимся аргументом / А.Э. Эльсгольц, С.Б. Норкин – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1971. – 296 с.
7. Хейл, Дж. Теория функционально-дифференциальных уравнений / Дж. Хейл. – М.: Мир, 1984.
8. Пинни, Э. Обыкновенные дифференциально-разностные уравнения / Э. Пинни. – М.: ИЛ, 1961.
9. Беллман, Р. Дифференциально-разностные уравнения / Р. Беллман, К.Л. Кук. – М.: Мир, 1967. – 548 с.
10. Нивен, А. Числа рациональные и иррациональные / А. Нивен. – М.: Мир, 1966. – 200 с.

FREQUENCY METHODS THAT ENSURE THE ACCURACY OF MANAGEMENT SYSTEMS AND ERGODIC THEORY (THE THEORY OF QUASI-PERIODIC FUNCTIONS)

Tumanov M.P., Prof. MIEM HSE, Ph.D. (Tech.); Abdullin S.R., Assoc. Prof. MSFU

miketum@yandex.ru, mai-sal@yandex.ru

Moscow State Institute of Electronics and Mathematics Higher School of Economics, 123458, Moscow, st. Tallinn, 34
Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytitschi, Moscow reg., Russia

The article shows that in a typical automatic control system there may be a significant decrease in the accuracy of regulation due to the fact that frequency response of the open-loop system has a number of zeros (frequencies at which the module of this characteristic is small). The frequency characteristic module of the open-loop automatic control system allows to effectively study the accuracy of the closed-loop system with any type of master control, therefore, it is frequently used in engineering. The article describes a case of a delay compensation using an inaccurate delay model in case when the model of the controlled object is considered to be sufficiently accurate. It is shown that (even in case when the system without compensating delay model has a frequency response with no significant lapses) the emergence of such lapses in compensation is possible. But the main interest of the article is the connection between the frequency of such lapses and the commensurability of time delays. At commensurate times there appear zeros of the frequency response, and at incommensurate ones there appear lapses, the position of which on the frequency axis is determined by the ratio of the delay.

Keywords: distributed control systems, time delay, router, buffering, delay compensation, transfer functions, L AFC, cable of torus.

References

1. Tsypkin, Ya.Z. *Osnovy teorii avtomaticheskikh sistem* [Bases of the theory automatic system] Moscow: Nauka, 1970. 560 p.
2. Krasovskiy A.A., Pospelov G.S. *Osnovy avtomatiki i tekhnicheskoy kibernetiki* [Bases of automatic equipment and technical cybernetics]. Moscow, GOSJENERGOIZDAT, 1962, 600 p.
3. Kolmanovskiy V.B., Nosov V.R. *Ustoychivost' i periodicheskie rezhimy reguliruemyykh sistem s posledeystviem* [Stability and the periodic modes of adjustable systems with an after-effect]. Moscow: Nauka, 1981. 448 p.
4. Emel'yanov S.V., Korovin S.K. *Novye tipy obratnoy svyazi* [New types of feedback]. Moscow: Nauka, Fizmatlit, 1997.
5. Arnol'd, V.I. *Geometricheskie metody v teorii obyknovennykh differentsial'nykh uravneniy* [Geometrical methods in the theory of the ordinary differential equations] Moscow: MCNMO, 2012.
6. El'sgol'ts A.E., Norkin S.B. *Vvedenie v teoriyu differentsial'nykh uravneniy s otklonyayushchimsya argumentom* [Introduction to the theory of the differential equations with the deviating argument]. Moscow: Nauka, 1971, 296 p.
7. Kheyl Dzh. *Teoriya funktsional'no-differentsial'nykh uravneniy* [Theory of the functional and differential equations] Moscow: Mir, 1977.
8. Pinni E. *Obyknovennyye differentsial'no-raznostnye uravneniya* [Ordinary differential-difference equations]. Moscow: Inostrannaya literatura, 1961.
9. Bellman R., Kuk K.L. *Differentsial'no-raznostnye uravneniya* [Differential-difference equations]. Moscow: Mir, 1967. 548 p.
10. Niven A. *Chisla ratsional'nye i irratsional'nye* [Numbers rational and irrational], Moscow: Mir, 1966. 200 p.

ПОГРУЖЕНИЕ МНОЖЕСТВА РЕШЕНИЙ СИСТЕМЫ БУЛЕВЫХ УРАВНЕНИЙ В ВЫПУКЛЫЙ МНОГОГРАННИК КАК ОДНО ИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДА РАЗДЕЛЯЮЩИХ ПЛОСКОСТЕЙ

Т.А. ЛАСКОВАЯ, *ст. преп. МГТУ им. Н.Э.Баумана,*
К.К. РЫБНИКОВ, *директор ООО «Полиэдр», канд. физ.-мат. наук,*
С.А. РЫБНИКОВ, *магистратура МГИМО (У) МИД России,*
О.К. ЧЕРНОБРОВИНА, *доц. каф. МГУЛ*

talaskovy@mail.ru, kkrybnikov@mail.ru, stepan.rybnikov@mail.ru, olga@mgul.ac.ru
ФГБОУ ВПО «Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана»

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

ООО «Полиэдр» 107143, Москва, шоссе Открытое, д. 20, стр. 1

ФГБОУ ВПО «Московский государственный институт международных отношений (университет) Министерства иностранных дел Российской Федерации» 119454, г. Москва, проспект Вернадского, 76

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005 Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Проводится анализ одного из универсальных методов решения систем булевых уравнений – метода разделяющих плоскостей, заключающегося в погружении множества решений рассматриваемой системы в выпуклый многогранник, что дает возможность применить для определения этих решений методы бивалентного программирования. Наиболее эффективным такой подход оказывается для случая, когда решения системы являются вершинами построенного многогранника. В этом случае для определения этих решений достаточно использования методов линейного программирования. Впервые в истории исследования перспектив метода разделяющих плоскостей рассматривается обратная задача, то есть задача по выбранному выпуклому многограннику построить систему булевых уравнений, множество решений которой представляет собой подмножество множества всех точек выбранного многогранника, который может иметь, например, достаточно простую структуру (Быть целочисленным, иметь малое число вершин и т. д.). Результаты работы имеют непосредственное прикладное применение в теории анализ электронных схем, комплексов формальных нейронов и технических систем, основанных на использовании пороговой логики.

Ключевые слова: булевы функции, булевы уравнения, математическое программирование, линейные неравенства, полиэдральные модели, вершины.

Решение системы булевых уравнений $f_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, (i = 1, 2, \dots, t)$ (1) является весьма сложной задачей несмотря на ее сугубо дискретный характер (n -мерных $(0,1)$ -векторов (x_1, x_2, \dots, x_n) , $x_j = 0$ или $1, (j = 1, 2, \dots, n)$ всего 2^n).

Идеи использования псевдобулевых функций приближения, то есть непрерывных функций $F_i(x_1, x_2, \dots, x_n)$, таких что $F_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = f_i(x_1, x_2, \dots, x_n), (i = 1, 2, \dots, t)$ на множестве $(0,1)$ -векторов, появились с середины XX столетия в работах Иванеску (Хаммер) и Рудеану [1, 2, 4, 5]. В качестве примера развития этих идей может быть рассмотрен, так называемый метод фундаментальных произведений [7, гл. 7].

Полиэдральный подход к анализу системы булевых уравнений

Другим направлением, истоки которого можно усмотреть как в вышеупомянутых работах Иванеску и его соавторов, так и в монографии Дертоузоса [12], является построение

системы линейных неравенств, которой удовлетворяют все решения системы булевых уравнений (1). Такой подход, предложенный Г.В. Балакиным и В.Г. Никоновым [3], дал возможность после построения соответствующей системы неравенств строить методы направленного перебора $(0,1)$ -векторов принципиально близкие к аддитивному методу решения задачи бивалентного программирования Балаша [9].

В литературе этот подход получил название метода разделяющих плоскостей.

Остановимся на принципиальной возможности построения системы линейных неравенств в методе разделяющих плоскостей.

Систему булевых уравнений (1) можно представить в виде дизъюнктивной формы

$$k_1^i \vee k_2^i \vee \dots \vee k_{s_i}^i, (i = 1, 2, \dots, t). \quad (2)$$

где $k_j^i (i = 1, 2, \dots, t, j = 1, 2, \dots, s_i)$ – многоместные конъюнкции, т. е.

$$k_j^i = x_{i_1}^{\delta_1} \& x_{i_2}^{\delta_2} \& \dots \& x_{i_{r_{i,j}}}^{\delta_{r_{i,j}}}, \delta \in \{0, 1\}, \quad (3)$$

$$x_{i_k}^0 = \bar{x}_{i_k}, x_{i_k}^1 = x_{i_k}, i_k \in \{1, 2, \dots, t\}, (k = 1, 2, \dots, r_{ij}).$$

Приведем простой пример.

Решение системы булевых уравнений

$$\begin{cases} f(x_1, x_2, x_3) = 0 \\ g(x_1, x_2, x_3) = 0, \end{cases} \quad (4)$$

где функции $f(x_1, x_2, x_3)$ и $g(x_1, x_2, x_3)$ определяются следующими таблицами истинности

x_1	x_2	x_3	f	g
0	0	0	1	0
0	0	1	0	1
0	1	0	1	1
0	1	1	0	0
1	0	0	0	0
1	0	1	0	0
1	1	0	1	0
1	1	1	0	0

сводится к решению уравнения вида (2), (3)

$$\bar{x}_1 \& \bar{x}_2 \& \bar{x}_3 \vee \bar{x}_1 \& x_2 \& \bar{x}_3 \wedge$$

$$\wedge x_1 \& x_2 \& \bar{x}_3 \vee \bar{x}_1 \& \bar{x}_2 \& x_3 = 0.$$

Ясно, что система уравнений (1) удовлетворяется тогда и только тогда, когда все конъюнкции, входящие в левые части соотношений (2), принимают значение 0.

В работе [7] отмечается, то условие

$$k_j^l = 0$$

эквивалентно на множестве (0,1) – векторов условию

$$a_i x_i + \dots + a_{r_{i,j}} x_{r_{i,j}} \leq r_{i,j} - \bar{r}_{i,j} - 1, \quad (5)$$

где

$$a_i = \begin{cases} 1, & \text{если } \delta_i = 1, \\ -1, & \text{если } \delta_i = 0, \end{cases} \quad t = 1, 2, \dots, r_{e,j},$$

а $\bar{r}_{i,j}$ – число переменных, входящих в конъюнкцию k_j^l с отрицанием.

В работах [7, 8] приводятся полиэдральные представления:

1. $x_0 = x_1 \& x_2 \& \dots \& x_n$, а множество (0,1) – векторов, соответствующих этой функции, удовлетворяет условиям

$$0 \leq \sum_{j=1}^n x_j - (n-0,5)x_0 \leq n-1, \quad (6)$$

2. $x_0 = x_1 \vee x_2 \vee \dots \vee x_n$, а множество (0,1) – векторов, соответствующих этой функции, удовлетворяет условиям

$$-n+1,5 \leq \sum_{j=1}^n x_j - (n-0,5)x_0 \leq 0,5. \quad (7)$$

3. Операция «штрих Шеффера» $x_0 = x_1 | x_2$ соответствует (0,1) – векторам полиэдра

$$-1,5 \leq x_1 + x_2 + 1,5x_0 \leq 2,5.$$

4. Операция «стрелка Пирса» $x_0 = x_1 \downarrow x_2$ соответствует (0,1) – векторам полиэдра

$$1 \leq x_1 + x_2 + 1,5x_0 \leq 2.$$

5. Импликация $x_0 = x_2 \rightarrow x_1$ соответствует (0,1) – векторам полиэдра

$$0,5 \leq -x_1 + x_2 + 1,5x_0 \leq 1,5 \text{ и т. д.}$$

Метод разделяющих плоскостей – прямая задача

Способы построения систем линейных неравенств, описанные в предыдущем разделе, по существу, решают задачу погружения множества решений системы (1) G в выпуклый многогранник $M(A, b)$, так как ограниченный полиэдр является выпуклым многогранником $M(A, b)$

$$G \subseteq M(A, B),$$

где $M(A, b) = \{x | Ax \leq b, x \geq 0\}$,

$Ax \leq b$ – система линейных неравенств

$$\begin{cases} a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + \dots + a_{1n}x_n \leq b_1, \\ a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + \dots + a_{2n}x_n \leq b_2, \\ \dots \dots \dots \dots \dots \dots \dots \dots, \\ a_{m1}x_1 + a_{m2}x_2 + \dots + a_{mn}x_n \leq b_m, \\ x_1 \geq 0, x_2 \geq 0, \dots, x_n \geq 0 \end{cases}$$

$$x \geq 0 \Leftrightarrow x_i \geq 0 \ (i = 1, \dots, n) \quad x = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{pmatrix}, \quad b = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_m \end{pmatrix}$$

В частном случае удается построить для булевой функции $f(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0$ n -мерную плоскость

$$\sum_{i=1}^n a_i x_i = b, \text{ такую что}$$

$$f(x_1, x_2, \dots, x_n) = \begin{cases} 1, & \text{если } \sum_{i=1}^n a_i x_i \geq b, \\ 0, & \text{если } \sum_{i=1}^n a_i x_i < b, \end{cases}$$

Число b называют пороговым значением, функцию $f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ – пороговой функцией, а n -мерную плоскость

$$\sum_{i=1}^n a_i x_i = b, \text{ – разделяющей плоскостью.}$$

Задачей определения общего решения системы (1), которую решает метод разделяющих плоскостей, является задача определения всех (0,1) – векторов множества $M(A, b)$.

Частное решение системы (1) может быть определено как решение задачи бивалентного (булевого) программирования на множестве допустимых решений $M(A, b)$. Для решения этой задачи могут быть использованы B – алгоритм Ю.Ю.Финкельштейна (метод

правильных отсечений) и аддитивный метод Балаша (метод ветвей и границ) [9].

Рассмотрим простой пример, позволяющий проиллюстрировать метод погружения множества решений булева уравнения в выпуклый многогранник.

Пусть булева функция $f(x_1, x_2, x_3)$ задана таблицей истинности

x_1	x_2	x_3	$f(x_1, x_2, x_3)$
0	0	0	1
0	0	1	0
0	1	0	0
0	1	1	1
1	0	0	0
1	0	1	0
1	1	0	1
1	1	1	0

Совершенная дизъюнктивная нормальная форма (СДНФ) этой функции имеет вид $f(x_1, x_2, x_3) = y_0 \vee y_1 \vee y_2$, где $y_0 = \bar{x}_1 \& \bar{x}_2 \& \bar{x}_3$

$$y_1 = \bar{x}_1 \& x_2 \& x_3; \quad y_2 = x_1 \& x_2 \& \bar{x}_3.$$

В работе одного из авторов [7] на основе использования полиэдральных представлений функций дизъюнкции и конъюнкции (6),(7) показано, что функция $f(x_1, x_2, x_3)$ может быть определена множеством $(0,1)$ – векторов $(x_1, x_2, x_3, y_0, y_1, y_2, f)$, удовлетворяющим системе неравенств

$$\begin{cases} -3 \leq -x_1 - x_2 - x_3 - 2,5y_0 \leq -1, \\ -1 \leq -x_1 + x_2 + x_3 - 2,5y_1 \leq 1, \\ -1 \leq x_1 + x_2 - x_3 - 2,5y_2 \leq 1, \\ -1,5 \leq y_0 + y_1 + y_2 - 2,5f \leq 0,5. \end{cases} \quad (6)$$

При $f = 1$ последнее неравенство имеет вид $1 \leq y_0 + y_1 + y_2 \leq 3$, а при $f = 0$ $-1,5 \leq y_0 + y_1 + y_2 \leq 0,5$.

Таким образом, плоскость $y_0 + y_1 + y_2 = 0,75$ является разделяющей плоскостью для $f(y_0, y_1, y_2)$.

Решая булево уравнение $f(x_1, x_2, x_3) = 0$, равносильное условиям: $y_0 = y_1 = y_2 = 0$, представим систему (6) в виде

$$\begin{cases} x_1 + x_2 + x_3 \leq 3, \\ -x_1 + x_2 + x_3 \leq 1, \\ x_1 + x_2 - x_3 \leq 1, \\ x_1 + x_2 + x_3 \geq 1, \\ -x_1 + x_2 + x_3 \geq -1 \text{ или } x_1 - x_2 - x_3 \leq 1, \\ x_1 + x_2 - x_3 \geq -1,5 \text{ или } -x_1 - x_2 + x_3 \leq 1,5, \end{cases} \quad (7)$$

где x_1, x_2, x_3 принимают значение 0 или 1.

Последнее неравенство не является существенным, так как оно выполняется для всех $(0,1)$ – векторов (x_1, x_2, x_3) .

Вводя дополнительные неотрицательные переменные z_1, z_2, z_3, w_1, w_2 , можно свести систему неравенств (7) к системе уравнений для $(0,1)$ – векторов (x_1, x_2, x_3)

$$\begin{cases} x_1 + x_2 + x_3 + z_1 = 3, \\ -x_1 + x_2 + x_3 + z_2 = 1, \\ x_1 + x_2 - x_3 + z_3 = 1, \\ x_1 + x_2 + x_3 - w_1 = 1, \\ x_1 - x_2 - x_3 + w_2 = 1. \end{cases} \quad (8)$$

Положив $z_1 = x_4, z_2 = x_5, z_3 = x_6, w_1 = x_7, w_2 = x_8$ получаем систему $Ax = \beta$, где

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad x = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \end{pmatrix},$$

$$\beta = \begin{pmatrix} 3 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}, \quad x_i \geq 0 \quad (i=1,2,\dots,8) \Leftrightarrow x \geq 0.$$

Система $Ax = \beta, x \geq 0$ определяет выпуклый многогранник погружения

$$M^*(A, \beta) = \{x | Ax = \beta, x \geq 0\} \quad (9)$$

множества решений булева уравнения

$$\begin{cases} f(x_1, x_2, x_3) = 0, \\ G \subseteq M^*(A, \beta) \end{cases} \quad (10)$$

Из таблицы истинности функции $f(x_1, x_2, x_3)$ следует, что решениями уравнения (10) являются пять векторов (x_1, x_2, x_3)

$$h_1 = (0,0,1), \quad h_2 = (0,1,0), \quad h_3 = (1,0,0), \\ h_4 = (1,0,1) \text{ и } h_5 = (1,1,1).$$

Эквивалентные преобразования системы уравнений (8) приводят к следующим системам:

1) $A^{(1)}x = \beta^{(1)}$, где

$$A^{(1)} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 2 & 2 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 2 & -2 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & -2 & -2 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{pmatrix}, \quad \beta^{(1)} = \begin{pmatrix} 2 \\ 2 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Эта система определяет вершину многогранника (9) $(1,0,0,2,2,0,0,0)$, которая соответствует решению булевого уравнения $(1,0,0)$;
2) $A^{(2)}x = \beta^{(2)}$, где

$$A^{(2)} = 0 \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 2 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \beta^{(2)} = \begin{pmatrix} 2 \\ 2 \\ 0 \\ 0 \\ 2 \end{pmatrix}.$$

Эта система определяет вершину многогранника (9) $(0,1,0,2,0,0,0,2)$, которая соответствует решению булева уравнения $(0,1,0)$;
3) $A^{(3)}x = \beta^{(3)}$, где

$$A^{(3)} = 0 \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 2 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 2 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \beta^{(3)} = \begin{pmatrix} 2 \\ 2 \\ 2 \\ 0 \\ 2 \end{pmatrix}.$$

Эта система определяет вершину многогранника (9) $(0,0,1,2,0,2,0,2)$, которая соответствует решению булевого уравнения $(0,0,1)$ и т. д.

Анализ приведенных примеров показывает, что h_1, h_2, h_3 – оптимальные решения задачи линейного программирования

$$f(x_1, x_2, x_3) = x_1 + x_2 + x_3 \rightarrow \min_G,$$

где $G \subseteq M^*(A, \beta)$

Оценка сверху числа базисов матрицы A дает и естественную оценку для числа вершин h – возможных оптимальных решений.

Метод разделяющих плоскостей – обратная задача

Построив систему линейных неравенств вида (5), мы, разумеется, можем создать булево уравнение (или систему булевых уравнений в виде (2)). Специальный выбор матрицы A для соответствующего выпуклого многогранника $M(A, b)$ может определить свойства этого многогранника (например, целочисленность, малое число вершин и т. д.). В этом случае исследование соответствующих систем булевых уравнений на основании использования методов линейного программирования может оказаться весьма эффективным [13].

Рассмотрим некоторые случаи, когда многогранник $M(A, b)$ является целочислен-

ным, то есть все его вершины – целочисленные векторы [10].

1. $M(A, b)$ – целочисленный многогранник, если A и b – целочисленны и A – абсолютно унимодулярная матрица (то есть все ее миноры равны либо 0, либо ± 1).

2. $M(A, b)$ – целочисленный многогранник, если матрица A с элементами $0, \pm 1$ удовлетворяет условиям

а) каждый столбец A содержит не более двух ненулевых элементов;

б) строки A можно разбить на два непересекающихся класса (множества) R_1 и R_2 таких, что

1) два ненулевых элемента в любом столбце, знаки которых совпадают, не входят в одно и то же множество R_i ;

2) оба ненулевых элемента в любом столбце, знаки которых не совпадают, входят в одно и то же множество R_i .

Все эти результаты были получены в 50-х годах XX столетия Данцигом, Вейноттом, Хеллером и Томпкинсом. Аналогичные результаты в теоретико-графической трактовке были получены Бержем (1955–1959), Анастасяном (1975), Падбергом и Балашем (1976) [10]).

Одной из наиболее важных задач при анализе прямой и обратной задач метода разделяющих полоскостей остается задача определения свойств матрицы A и вектора b , при которых $M(A, b)$ является не только целочисленным многогранником, но и многогранником все $(0, 1)$ – точки (векторы) которого являются его вершинами (аналог многогранника условий линейной задачи о назначениях).

В заключение авторы хотели бы отметить важность рассмотренной задачи (прямой и обратной) в исследованиях, связанных с синтезом и анализом узлов электронных схем, а также в решении задач анализа и настройки формальных нейронов и комплексов элементов нейросетей [6, 7, 11].

Библиографический список

1. Ivanescu P.L. Pseudo-boolean programming and applications. Lecture notes in mathematics, 9, Berlin-Heidelberg-New York, Springer-Verlag, 1965
2. Invanescu P.L., Rudeanu S. Boolean methods in operations research. Econ.-mat.obzor, 1967, 3, № 4, 422-445
3. Балакин, Г.В. Методы сведения булевых уравнений к системам пороговых соотношений / Г.В. Балакин,

- В.Г. Никонов // Обзорение прикладной и промышленной математики. – Т. 1. – Вып. 3. – 1994. – С. 389–401.
4. Hammer P.L. Boolean Elements in Combinatorial Optimization//Combinatorial Programming: Methods and Applications. – Dordrecht-Boston, 1968
 5. Granot F., Hammer P.L. On the Use of Boolean Functions in 0-1 Programming. Technion Mimeograph Series of Operations Research, Statistics and Economics. – № 70 – August, 1970.
 6. Никонов, В.Г. Применение полиэдральных методов в прикладных математических задачах, сводящихся к анализу и решению систем линейных неравенств / В.Г. Никонов, К.К. Рыбников // Вестник МГУЛ – Лесной вестник, 2003. №1. С. 69–73.
 7. Рыбников, К.К. Введение в дискретную математику и теорию решения экстремальных задач на конечных множествах / К.К. Рыбников. – М.: Гелиос АРВ, 2010. – 320 с.
 8. Головин, Б.А. Машинное распознавание и линейное программирование / Б.А. Головин. – М.: Советское радио, 1973.
 9. Корбут, А.А. Дискретное программирование / А.А. Корбут, Ю.Ю. Финкельштейн. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1969. – 368 с.
 10. Дискретная оптимизация (целочисленное программирование) / М.М. Ковалев. – Минск: БГУ, 1977. – 192 с.
 11. Рыбников, К.К. Полиэдральные модели узлов преобразований в нейросетях / К.К. Рыбников, Т.А. Ласковая // Обзорение прикладной и промышленной математики. – Т. 14. – Вып. 1. – 2007. – С. 144–145.
 12. Дертоузос, М. Пороговая логика / М. Дертоузос. – М.: Мир. – 1960. – 350 с.
 13. Ласковая, Т.А., Рыбников К.К., Чернобровина О.К. Основные этапы развития теории структурного анализа n -мерных выпуклых многогранников и ее приложения для априорной оценки эффективности метода разделяющих плоскостей / Т.А. Ласковая, К.К. Рыбников, О.К. Чернобровина // Обзорение прикладной и промышленной математики. – Т. 21. – Вып. 4. – 2014. – С. 375–377.

THE IMMERSION OF A SET OF SOLUTIONS OF A SYSTEM OF BOOLEAN EQUATIONS IN A CONVEX POLYHEDRON AS ONE OF THE PROMISING DIRECTIONS OF IMPLEMENTATION OF THE METHOD OF SEPARATING PLANES

Laskovaia T.A., senior lecturer MSTU; Rybnikov K.K., POLIEDR, Ph.D. Sci. (Tech.); Rybnikov S.A., MGIMO; Chernobrovina O.K. Assoc. MSFU

talaskovy@mail.ru, kkrybnikov@mail.ru, stepan.rybnikov@mail.ru, olga@mgul.ac.ru
 Bauman Moscow State Technical University, st. 2-Baumanskaya, 5, Moscow, «POLIEDR», Open Highway, 20, Moscow, 107143
 MGIMO University, 76, Prospect Vernadskogo Moscow, Russia, 119454
 Moscow State Forest University (MSFU) 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischy, Moscow reg., Russia

The analysis of one of the universal methods for solving systems of Boolean equations has been conducted. It is a method of separating planes, which consists in the immersion of the set of solutions of a given system in a convex polyhedron, which gives the opportunity to apply the methods of bivalent programming to obtain these solutions. This approach is most effective in case when the solutions of a system are the vertices of the built polyhedron. In this case, to obtain these solutions the use of linear programming methods is enough. For the first time in history of study of the prospects of separating planes method, the inverse problem is considered, i.e. the problem in case of a selected convex polyhedron is to build a system of Boolean equations, where a set of solutions is a subset of the set of all the points of a selected polyhedron which may have, for example, a simple structure (it must be an integer, have a small number of vertices, etc.). The results have practical significance and can be applied in the theory of electronic schemes analysis, in the analysis of complexes of formal neurons and in the analysis of technical systems based on the use of threshold logic.

Keywords: Boolean functions, Boolean equations, mathematical programming, linear inequalities, polyhedral models, vertices.

References

1. Ivanescu P.L. Pseudo-boolean programming and applications. Lecture notes in mathematics, 9, Berlin-Heidelberg-New York, Springer-Verlag, 1965.
2. Ivanescu PL, Rudeanu S. Boolean methods in operations research. Economic and mathematical review, 1967, 3, No. 4, pp. 422-445.
3. Balakin G.V., Nikonov V.G. *Metody svedeniya bulevykh uravneniy k sistemam porogovykh sootnosheniy* [Methods of information systems of Boolean equations threshold relations] Review of Applied and Industrial Mathematics, 1994. Vol. 1. Is. 3. pp. 389-401.
4. Hammer P.L. Boolean Elements in Combinatorial Optimization. Combinatorial Programming: Methods and Applications. Dordrecht -Boston, 1968.
5. Granot F., Hammer P.L. On the Use of Boolean Functions in 0-1 Programming. Technion Mimeograph Series of Operations Research, Statistics and Economics, 1970. No. 70. August.
6. Nikonov V.G., Rybnikov K.K. *Primenenie poliedral'nykh metodov v prikladnykh matematicheskikh zadachakh, svodyashchikhsya k analizu i resheniyu sistem lineynykh neravenstv* [The use of polyhedral methods in applied mathematical problems, reducing to analyze and solve systems of linear inequalities]. Moscow state forest university bulletin – Lesnoy vestnik, 2003. No. 1. pp. 69-73.
7. Rybnikov K.K. *Vvedenie v diskretnuyu matematiku i teoriyu resheniya ekstremal'nykh zadach na konechnykh mnozhestvakh* [Introduction to discrete mathematics and the theory of solving extremal problems on finite sets]. Moscow: Gelios ARV, 2010. pp. 320.
8. Golovin B.A. *Mashinnoe raspoznavanie i lineynoe programmirovaniye* [Machine recognition and linear programming]. Moscow: Soviet Radio, 1973.
9. Korbut A.A., Finkel'shteyn Yu.Yu. *Diskretnoe programmirovaniye* [Discrete programming]. Moscow: Nauka, GRFML, 1969. pp. 368.
10. Kovalev M.M. *Diskretnaya optimizatsiya (tselochislennoe programmirovaniye)* [Discrete optimization (integer programming)]. Minsk: BSU, 1977. pp. 192.
11. Rybnikov K.K., Laskovaya T.A. *Poliedral'nye modeli uzlov preobrazovaniy v neyrosetyakh* [Polyhedral model nodes changes in neural networks]. Review of Applied and Industrial Mathematics, 2007. Vol. 14. Is. 1. pp. 144-145.
12. Dertouzous M. *Porogovaya logika* [Threshold logic]. Moscow: Mir, 1960. pp. 350.
13. Laskovaya T.A., Rybnikov K.K., Chernobrovina O.K. *Osnovnye etapy razvitiya teorii strukturnogo analiza n-mernykh vypuklykh mnogogrannikov i ee prilozheniya dlya apriornoj otsenki effektivnosti metoda razdeleyayushchikh ploskostey* [The main stages of development of the theory of structural analysis of n -dimensional convex polyhedra and its application for the a priori evaluation of the effectiveness of the method of separating planes] Review of Applied and Industrial Mathematics, 2014. Vol. 21. Is. 4. pp. 375-377.

ШИРОКОДИАПАЗОННЫЙ ЕМКОСТНОЙ ДИСКРЕТНЫЙ УРОВНЕМЕР

А.Г. ГОДНЕВ, доц., вед. научн. сотрудник ООО «НТЦ ИИТ» канд. техн. наук

ntc-korolev@yandex.ru

ООО «Научно-технический центр информационно-измерительной техники»,
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 2

Сущность разработки дискретного датчика уровня состоит в том, что опрос состояния чувствительных элементов происходит индивидуально только при формировании старшего разряда выходного кода. При формировании же остальных разрядов осуществляется групповой опрос состояния датчиков. В результате подключения датчиков к введенным разрядным шинам опроса по соотношению $m = 2^{n-1} (1+2k)$ и заданными программными формирователями очередности опроса разрядных шин обеспечивается непосредственное формирование выходного двоичного кода за число опросов, равное числу двоичных разрядов. Технический эффект состоит в сокращении числа вывода N выходных шин датчика до величины $R = \log_2 N$. Этот эффект резкого уменьшения выходных шин по логарифмическому закону практически снимает, в свою очередь, ограничение на расширение динамического диапазона измерения, поскольку увеличение числа чувствительных элементов практически не увеличивает число выходных шин датчика (при увеличении числа чувствительных элементов в два раза, т.е. расширение динамического диапазона в два раза) добавляется всего одна разрядная шина.

Ключевые слова: уровнемер, емкостной, дискретный, широкодиапазонный, уменьшенное число выходных шин.

Наиболее точный результат измерения уровня до долей миллиметра обеспечивают уровнемеры, построенные на основе дискретных сигнализаторов уровня [1, 2]. Однако расширение динамического диапазона измерений приводит к значительному возрастанию выходных шин, уменьшению быстродействия измерений и практически нереализуемой конструкции самого уровнемера. Так, например, при абсолютной погрешности измерения уровня ± 1 мм в динамическом диапазоне 1000 мм потребуются коммутация пятисот выводов дискретных сигнализаторов, что приведет к серьезному усложнению и удорожанию конструкции уровнемера.

Автором совместно с соавторами [3] была разработана оригинальная конструкторско-технологическая документация на емкостной дискретный уровнемер, по сути реализующий собой емкостной аналого-цифровой преобразователь поразрядного уравнивания.

Сущность разработки дискретного датчика уровня состоит в том, что опрос состояния чувствительных элементов происходит индивидуально только при формировании старшего разряда выходного кода. При формировании же остальных разрядов осуществляется групповой опрос состояния датчиков. В результате подключения датчиков к введенным разрядным шинам опроса по соотношению $m = 2^{n-1} (1+2k)$ и заданны-

ми программными формирователями очередности опроса разрядных шин обеспечивается непосредственное формирование выходного двоичного кода за число опросов, равное числу двоичных разрядов.

Технический эффект состоит в сокращении числа вывода N выходных шин датчика до величины $R = \log_2 N$. Этот эффект резкого уменьшения выходных шин по логарифмическому закону практически снимает, в свою очередь, ограничение на расширение динамического диапазона измерения, поскольку увеличение числа чувствительных элементов практически не увеличивает число выходных шин датчика (при увеличении числа чувствительных элементов в два раза, т.е. расширение динамического диапазона в два раза) добавляется всего одна разрядная шина.

Сокращение числа выходных шин датчика одновременно ведет к уменьшению числа тактов опроса состояния N чувствительных элементов до $\log_2 N$, что повышает быстродействие устройства. Существенно, что расширение динамического диапазона и повышение быстродействия практически не зависят друг от друга и при уменьшении одной из этих характеристик ухудшение другой не происходит.

На рис. 1 приведена схема коммутации чувствительных элементов датчика при формировании выходного двоичного кода для случая $n = 16$; на рис. 2 – блок-схема устройс-

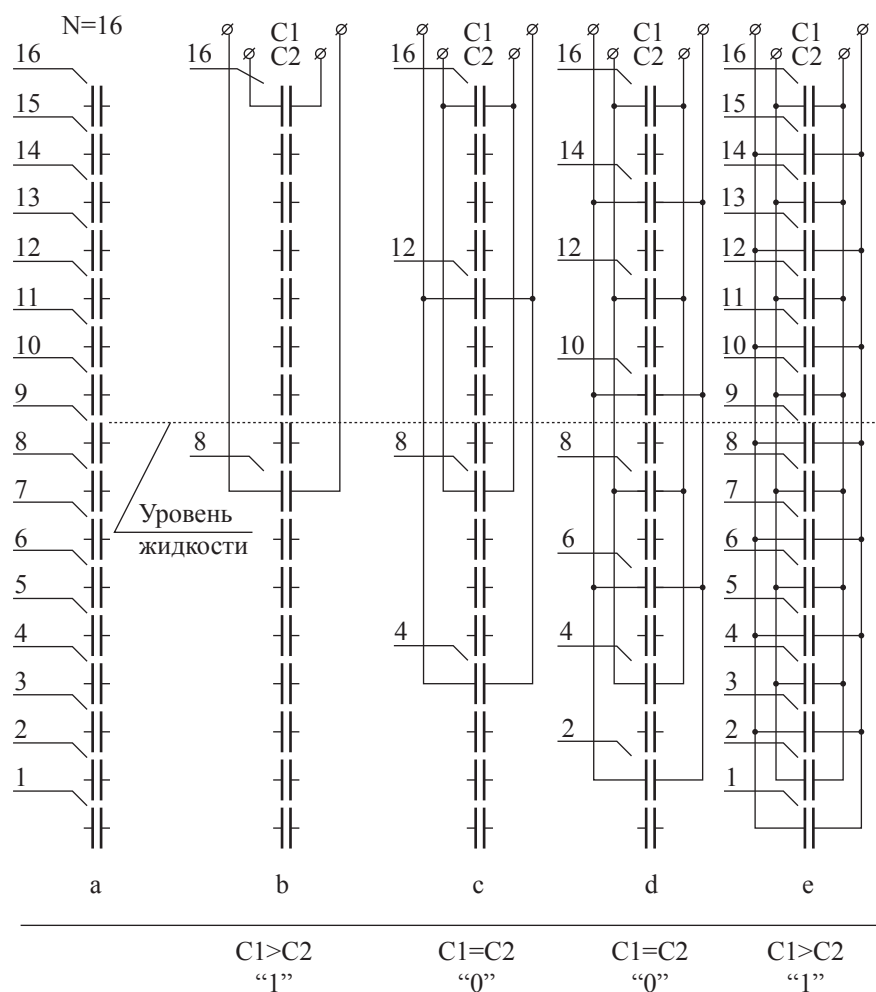


Рис. 1. Схема коммутации чувствительных элементов датчика при формировании выходного двоичного кода для случая $n = 16$

Fig. 1. The switching scheme of sensor elements when forming the output binary code in case of $n = 16$

тва дискретного измерения уровня нефтепродукта; на рис. 3 – пример выполнения формирователей кода; на рис. 4 – пример исходных данных для программирования формирователей кода; на рис. 5 – диаграмма сигналов, поясняющая работу дискретного емкостного уровнемера.

Уровнемер работает следующим образом. В рабочем состоянии часть рабочих элементов погружена в нефтепродукт.

На рис. 1 и 2 рассмотрен случай, когда первые девять чувствительных элементов погружены в нефтепродукт, а остальные находятся в сухом состоянии, т. е. граница раздела сред мокрый/сухой проходит между чувствительными элементами 9 и 10.

Формирование выходного кода границы раздела сред начинается с формирования

первого (старшего разряда). Для определения его значения «0» или «1» импульсами противоположной полярности опрашиваются одновременно чувствительный элемент 8 и компенсационный чувствительный элемент 16 (рис. 2а). Указанные сигналы имеют одинаковую амплитуду (рис. 5) и поступают через емкости чувствительных элементов 8 и 16 на вход усилителя заряда 17.

Если уровень нефтепродукта не достиг места установки чувствительного элемента 8, то суммарный ток на входе усилителя заряда 17 будет равен нулю, так как в сухом состоянии емкости рабочих чувствительных элементов 1–15 и емкость компенсационного чувствительного элемента 16 равны. В рассматриваемом же случае емкость чувствительного элемента 8 больше

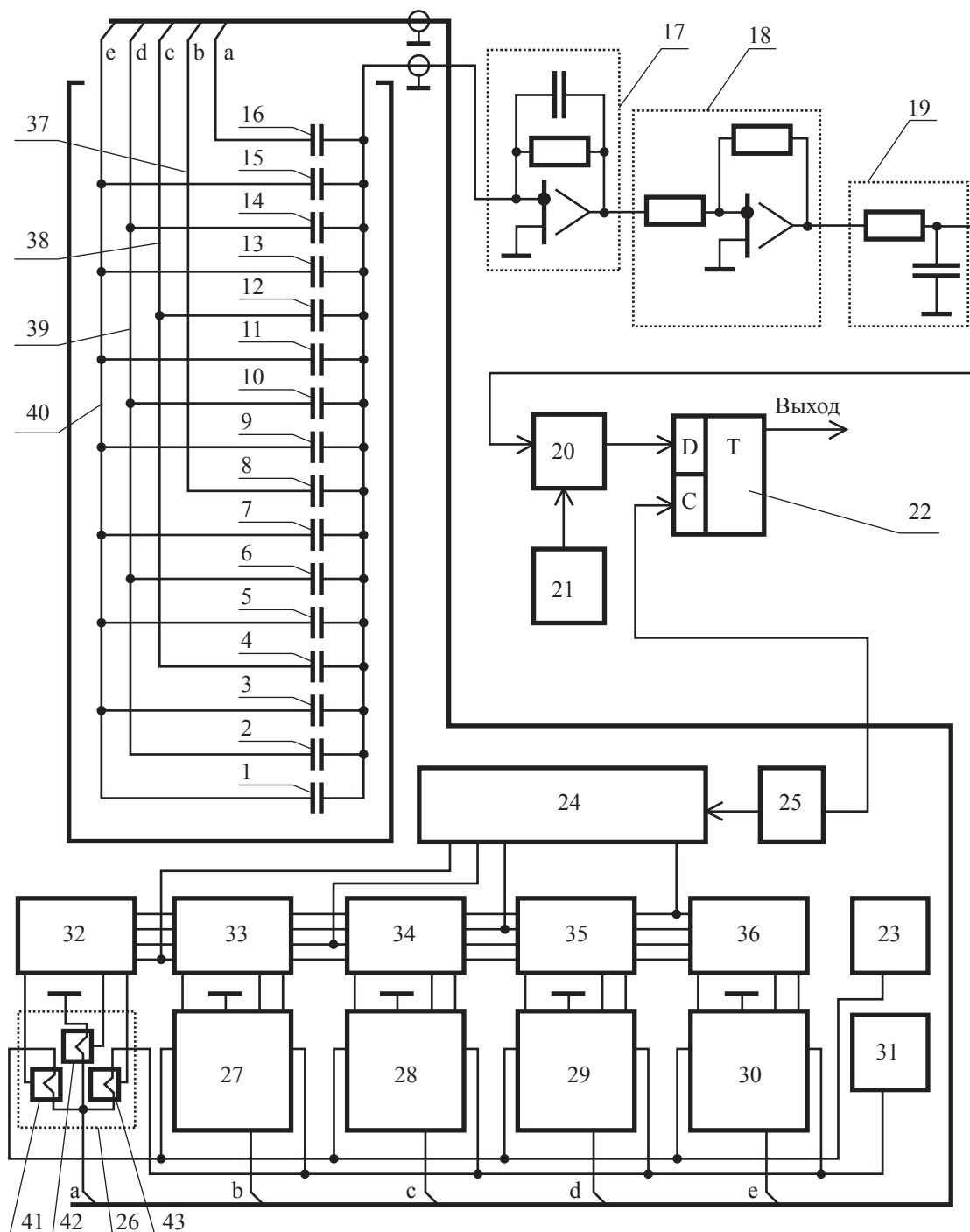


Рис. 2. Блок-схема устройства дискретного измерения уровня нефтепродукта
 Fig. 2. Block scheme of a device of discrete measurement of oil product level

емкости компенсационного чувствительного элемента 16, т. к. элемент 8 погружен в нефтепродукт и его емкость возрастает пропорционально диэлектрической проницаемости нефтепродукта (приблизительно в 2 раза). При этом на выходе усилителя заряда формируется импульс напряжения, который проходит через инвертирующий усилитель

18, фильтр нижних частот 19 и поступает на вход порогового элемента 20, уровень срабатывания которого определяется источником опорного напряжения 21. Уровень срабатывания выбран таким образом, чтобы амплитуда импульса на его входе при полностью заполненном чувствительном элементе была больше напряжения источника 21.

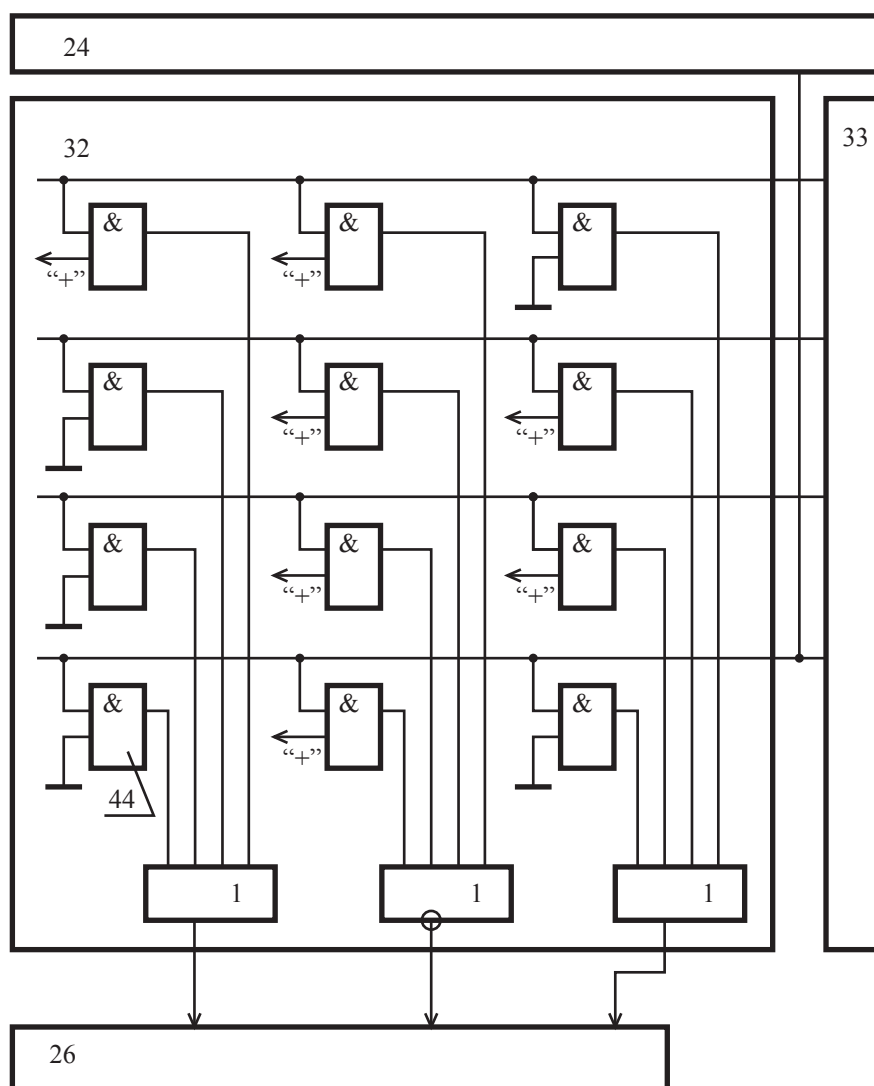


Рис. 3. Пример выполнения формирователей кода
Fig. 3. The example of operation of code generators

Такт	Формирователи				
	32	33	34	35	36
1	100	010	010	010	001
	010	010	010	010	010
2	001	100	010	010	001
	010	010	010	010	010
3	001	001	100	010	001
	010	010	010	010	010
4	001	001	001	100	001
	010	010	010	010	010

Рис. 4. Пример исходных данных для программирования формирователей кода
Fig. 4. The example of input data for code generators programming

В этом случае происходит срабатывание порогового элемента 20, факт срабатывания запоминается в элементе памяти 22. Таким образом заканчивается формирование зна-

чения первого старшего разряда двоичного кода уровня нефтепродукта. В данном случае по окончании первого такта работы в элемент памяти 22 будет записана «L», озна-

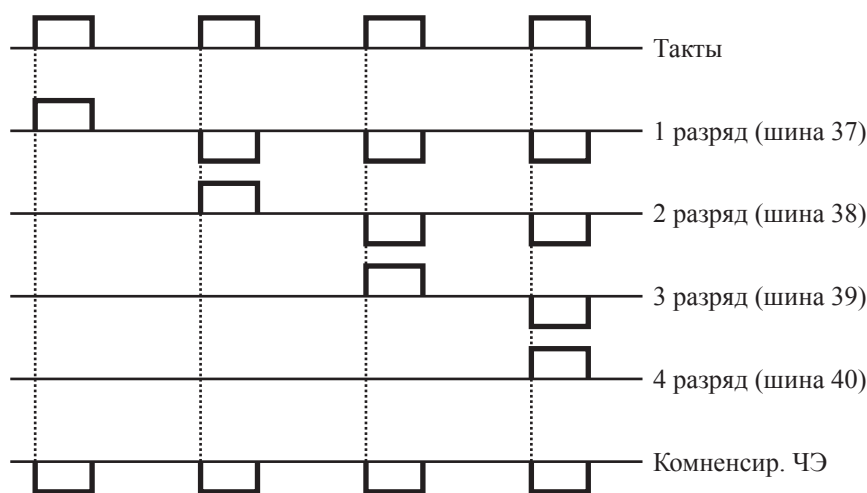


Рис. 5. Диаграмма сигналов, поясняющая работу дискретного емкостного уровнемера
 Fig. 5. Diagram of signals explaining the operation of a discrete capacitive transmitter

чающая равенство «единице» значения старшего разряда выходного кода.

По второму такту (рис. 5) по шине первого разряда 37 и обкладке компенсационного чувствительного элемента 16 формируются импульсы отрицательной полярности. Такое сочетание импульсов соответствует спросу состояния второго разряда, при котором одновременно опрашиваются 2 группы чувствительных элементов датчика уровня (рис. 2b), в одну из которых входят чувствительные элементы 8 и 16, а в другую группу – элементы 4 и 12. В каждой группе имеется равное число заполненных нефтепродуктом чувствительных элементов (12 и 16), поэтому суммарные емкости опрашиваемых групп оказываются равными. В связи с этим на выходе усилителя заряда 17 сигнал неравенства не формируется, пороговый элемент не срабатывает, а в элементе памяти информация изменяется на «ноль». Последнее означает, что значение второго разряда выходного кода равно нулю.

В третьем такте опроса (рис. 5) аналогичным образом спрашивается две группы чувствительных элементов, по результатам сравнения емкости которых выявляется значение третьего разряда выходного кода. В одной группе (рис. 2c) находятся чувствительные элементы 4, 8, 12, 16, подключенные к третьей разрядной шине 39. Нетрудно увидеть, что в каждой группе оказывается равное число сухих и заполненных нефтепродуктом

чувствительных элементов. По результатам сравнения в элементе памяти 28 остается значение «ноль», т. е. значение третьего разряда в выходном коде равно нулю.

В четвертом такте опроса, как следует из рис. 5 и иллюстрировано рис. 2e, сравниваются суммарные емкости чувствительных элементов с двух групп, в одну из которых входят чувствительные элементы с четными номерами, а в другую – с нечетными номерами. Так как в группе с нечетными номерами число мокрых чувствительных элементов больше, чем в другой группе, то суммарная емкость первой группы больше, чем второй, и значение четвертого разряда в последовательном коде на выходе элемента памяти 22 формируется последовательный двоичный код 1001, что соответствует девяти полностью заполненным чувствительным элементам.

Импульсы опроса разрядных шин формируются распределителем импульсов 24, управляемым от генератора 25. По каждому тактовому импульсу, появляющемуся на одном из выходов распределителя 24, осуществляется считывание информации одновременно со всех программируемых формирователей 32–36. В соответствии с программой (рис. 4), заложенной в формирователях 32–36, через ключи 26–30 формируются импульсы опроса разрядных шин (рис. 5). С помощью импульсов опроса циклически осуществляется описанная выше процедура формирования выходного кода на выходе элемента памяти 22.

Библиографический список

1. Андриенко А.Я. Проблемы измерения уровня топлива на борту жидкостной ракеты / А.Я. Андриенко, С.В. Балакин, С.Н. Ломтев, Ю.П. Портнов-Соколов // Датчики и системы. – 2003. – № 6.
2. Петров Б.Н. Бортовые терминальные системы управления (принципы построения и элементы теории) / Б.Н. Петров, Ю.П. Портнов-Соколов, А.Я. Андриенко, В.П. Иванов. – М.: Машиностроение, 1983.
3. Суслов В.М. Устройство дискретного измерения уровня жидкости / В.М. Суслов, А.Г. Годнев, Д.В. Потатугев, А.А. Свицын // Патент SU №1831659 А3 1993.
4. Нуберт Г.П. Измерительные преобразователи неэлектрических величин / Г.П. Нуберт. – Л.: Энергия, 1970.
5. Азизов, А.М. Точность измерительных преобразователей / А.М. Азизов, А.Н. Гордов. – Л.: Энергия, 1975.
6. Арутюнов П.А. Теория и применение алгоритмических измерений / П.А. Арутюнов. – М.: Энергоатомиздат. 1990. – 256 с.
7. Журавин, Л.Г. Методы электрических измерений: Учеб. пос. для вузов / Л.Г. Журавин, М.А. Мариненко, Е.И. Семенов, Э.И. Цветков. – Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1990. – 288 с.
8. Курзенков Г.Д. Основы метрологии в авиаприборостроении: Учеб. пос. / Г.Д. Курзенков. – М.: МАИ, 1990. – 312 с.
9. Иоссель, Ю.Я. Расчет энергетической емкости / Ю.Я. Иоссель, Э.С. Кочанов, М.Г. Струнский. – Л.: Энергоиздат. Ленгр. отд-ние, 1981. – 288 с.
10. Грановский, В.А. Динамические измерения: Основы метрологического обеспечения / В.А. Грановский. – Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1984. – 224 с.

WIDE-RANGE CAPACITIVE DISCRETE LEVEL SENSOR

Godnev A.G., Assoc., a leading researcher of «SEC IT», Ph.D (Tech.)

ntc-korolev@yandex.ru

Scientific and Technological Center of Information and Measuring Equipment,
141070, Moscow region. Queens, Pionerskaya St., 2

The essence of the development of a digital level sensor is that the polling of the state of sensing elements occurs individually only during the formation of a high-order bit of the output code. During the formation of the remaining bits a group polling of the state of sensors is carried out. As a result of connecting the sensors to the introduced bit lines of polling by the ratio $m = 2n-1 (1 + 2k)$, and the established programmatic formers of polling order of the bit lines a direct formation of the output binary code for the number of polls, equal to the number of bits is provided. The technical effect is to reduce the number of output of N output lines of the sensor to the value of $R = \log_2 N$. This effect of a sharp decrease in the number of the output lines, in its turn, logarithmically virtually lays off the limit on the expansion of the dynamic measurement range, since the increase in the number of sensitive elements hardly increases the number of output lines of the sensor (by increasing the number of sensitive elements in a two-fold, i.e. the extension of a dynamic range twice) only one bit line accrues.

Keywords: level sensor, capacitive, discrete, wide-range, a reduced number of output lines.

References

1. Andrienko A.Ya., Balakin S.V., Lomtev S.N., Portnov-Sokolov Yu.P. *Problemy izmereniya urovnya topliva na bortu zhidkostnoy rakety* [Problems of measuring the level of fuel onboard liquid rocket] *Datchiki i sistemy* [Sensors and Systems]. 2003. № 6.
2. Petrov B.N., Portnov-Sokolov Yu.P., Andrienko A.Ya., Ivanov V.P. *Bortovye terminal'nye sistemy upravleniya (printsipy postroeniya i elementy teorii)* [Onboard terminal management system (principles and elements of the theory)]. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1983.
3. Suslov V.M., Godnev A.G., Potatuev D.V., Svitsyn A.A. *Ustroystvo diskretnogo izmereniya urovnya zhidkosti* [The device is a discrete measurement of liquid level]. Patent SU №1831659 1993 A3.
4. Nubert G.P. *Izmeritel'nye preobrazovateli neelektricheskikh velichin* [Measuring converters of electric sizes]. Leningrad: Energy, 1970.
5. Azizov A.M., Gordov A.N. *Tochnost' izmeritel'nykh preobrazovateley* [Precision transducers]. Leningrad: Energy, 1975.
6. Arutyunov P.A. *Teoriya i primeneniye algorimtricheskikh izmereniy* [The theory and application of measurement algorimtricheskikh]. Moscow: Energoatomizdat. 1990. 256 p.
7. Zhuravin, L.G., Marinenko M.A., Semenov E.I., Tsvetkov E.I. *Metody elektricheskikh izmereniy* [The methods of electrical measurements]. Leningrad: Energoatomizdat, 1990. 288 p.
8. Kurzenkov G.D. *Osnovy metrologii v aviapriboroostroenii* [Fundamentals of metrology in Aircraft Engineering]. Moscow: MAI, 1990. 312 p.
9. Iossel' Yu.Ya., Kochanov E.S., Strunskiy M.G. *Raschet energeticheskoy emkosti* [Calculation of energy capacity]. Leningrad: Energoizdat, 1981. 288 p.
10. Granovskiy V.A. *Dinamicheskie izmereniya: Osnovy metrologicheskogo obespecheniya* [Dynamic measurements: Fundamentals of metrology software]. Leningrad: Energoatomizdat. Leningrad, 1984. 224 p.

ШИРОКОДИАПАЗОННЫЙ ДИСКРЕТНО-НЕПРЕРЫВНЫЙ ДАТЧИК УРОВНЯ

А.Г. ГОДНЕВ, доц., вед. научн. сотрудник ООО «НТЦ ИИТ» канд. техн. наук

ntc-korolev@yandex.ru

ООО «Научно-технический центр информационно-измерительной техники»,
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 2

Широкодиапазонный дискретно-непрерывный уровнемер со штангой с автокалибровкой предназначен для измерения уровня светлых нефтепродуктов и масел в диапазоне от 0 до 20 м с погрешностью измерения ± 1 мм. Отличительной особенностью разработанного дискретно-непрерывного уровнемера является то, что контроль точности измерения осуществляется равномерно в пределах всего диапазона измерения уровня контролируемой жидкости и обеспечена возможность контроля точности в каждом цикле измерений, т. е. в процессе эксплуатации без создания специальных условий. Увеличение числа реперных точек существенно повышает метрологическую надежность емкостного уровнемера и снижает риск недостоверных измерений.

Ключевые слова: датчик уровня емкостной, дискретно-непрерывный, широкодиапазонный.

В информационно-измерительной системе учета нефтепродуктов датчик уровня играет одну из ключевых ролей. Абсолютная погрешность измерения в динамическом диапазоне от 0 до 20 м не должна превышать значения ± 1 мм, что соответствует относительной погрешности $\pm 5 \times 10^{-3}$ %. Создание такого уровнемера, работающего в температурном диапазоне от -50 до $+50$ °С, представляет собой достаточно сложную научно-техническую задачу. Широкое многообразие существующих в мире конструкций уровнемеров не всегда отвечает жестким требованиям их эксплуатации на территории РФ. Либо очень высокая цена приобретения и эксплуатации, либо узкий температурный диапазон (поплавковые уровнемеры), либо невысокая точность измерения уровня в большом динамическом диапазоне датчики уровня на основе гидростатики.

Как показывает опыт отечественного и зарубежного приборостроения, перспективными для измерения широкого круга физических величин являются емкостные датчики, отличающиеся высоким эксплуатационными характеристиками, надежностью, простотой и технологичностью изготовления наряду с невысокой конечной стоимостью. При разработке уровнемера для системы учета нефтепродуктов УИП-9602 была сформулирована главная задача обеспечить абсолютную погрешность измерения уровня ± 1 мм в динамическом диапазоне 0 – 20 м при минимальных затратах ресурсов.

На практике наибольшее распространение получил емкостной датчик уровня сис-

темы УИП-9602 [2]. Данный датчик сконструирован на основе двухсторонней печатной платы, на которой методом фотолитографии с высокой точностью сформированы чувствительные элементы емкостных датчиков, емкостные эталонные концевые меры, а также все коммуникационные линии связи (рис. 1).

Емкостной уровнемер состоит из штанги 1 с автономными емкостными датчиками уровня 2, и последовательно включенных блока преобразователей 3, и вычислительного блока 4. Блок преобразователей 3 включает преобразователь емкость-напряжение 5 и микропроцессорный блок 6. Вычислительный блок 4 имеет канал вычисления уровня подтоварной воды (льда) 7, а также канал встроенных средств контроля 8. Автономные датчики уровня 2 состоят из входных 9 и одного общего выходного 10 электродов. Количество равномерно распределенных по высоте резервуара автономных емкостных датчиков уровня 2 кратно количеству входных электродов 9 в каждой секции 11. Входные электроды 9 (рис. 4) и выходные электроды 10 гальваническим способом нанесены на печатные платы 12 и 13 соответственно. И таким образом, боковой зазор 14 между входными электродами 9 и выходным электродом 10 является рабочим зазором автономных емкостных датчиков уровня 2. Он определяет величину электрической емкости между ними и может меняться в зависимости от размеров входных и выходных электродов. Между входными электродами 9 введены зазоры 15, играющие роль реперных точек для встроен-

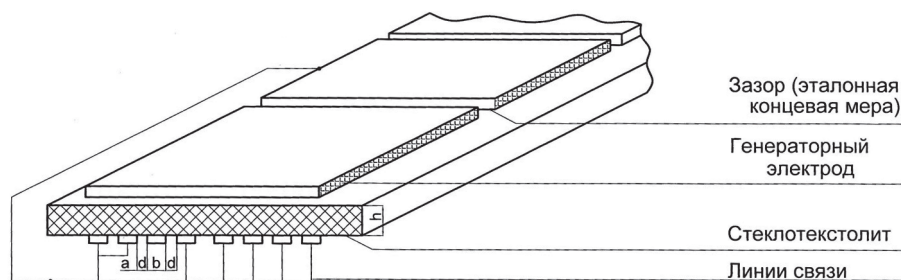


Рис. 1. Фрагмент генераторного электрода в разрезе с линиями связи
 Fig. 1. Fragment Generator and electrode section with links

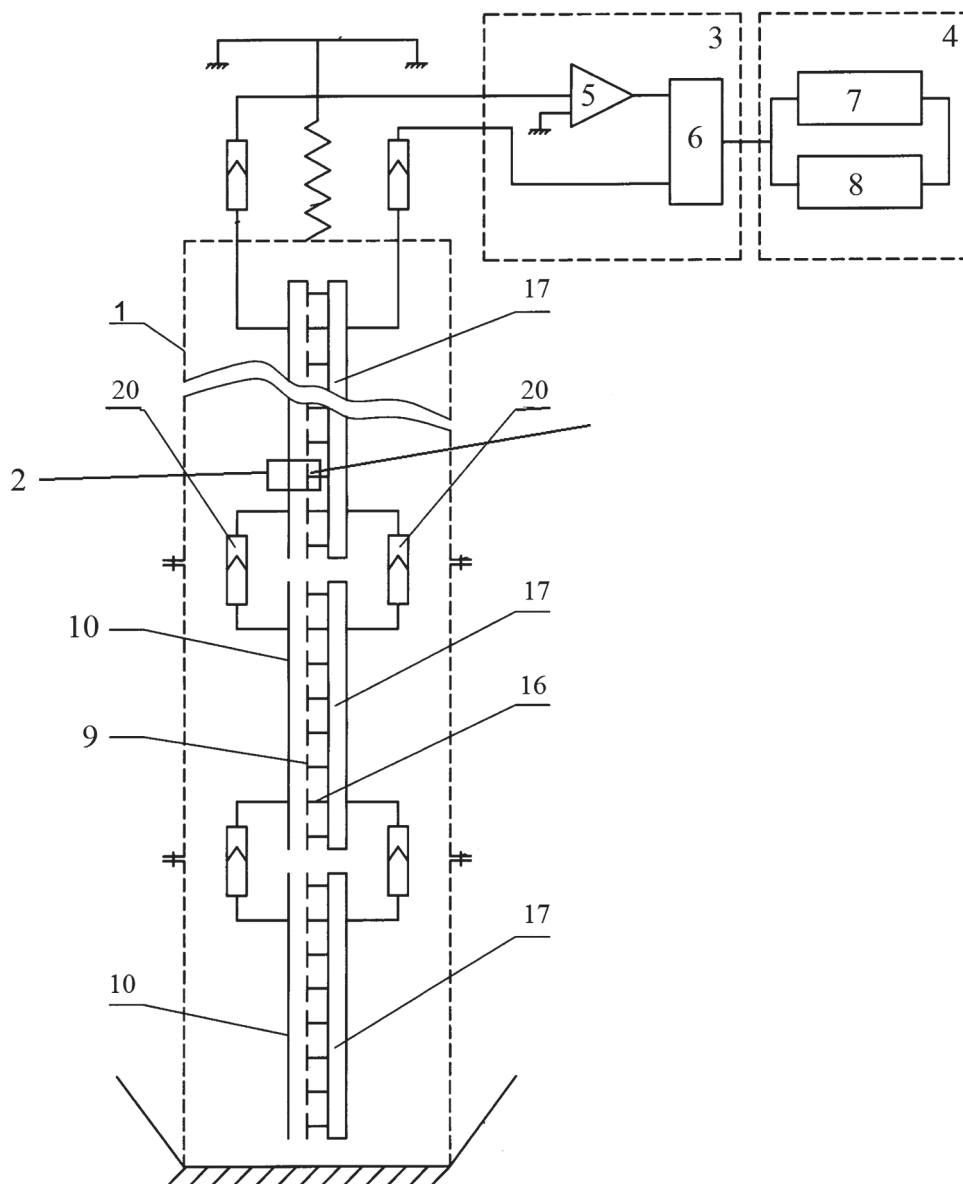


Рис. 2. Структурная схема конструкции емкостного уровнемера со штангой
 Fig. 2. Block diagram of the structure of the capacitive transmitter to the pole

ных средств контроля. На обратной стороне печатной платы 13 расположены входные электрические шины 16. На этой же стороне расположены коммутаторы импульсов опроса

17 автономных емкостных датчиков уровня 2. Коммутаторы импульсов опроса 17 могут быть выполнены в виде дешифраторов, коммутирующих импульсы опроса по всем вход-

ным электродам 9 последовательно по времени, или на регистрах сдвига, выполняющих ту же функцию. Профили 18, являющиеся одновременно несущими элементами конструкции, являются также экранами для электрических полей и наводок, так как между обратными сторонами печатных плат 12 и 13 и внутренней поверхностью профилей 18 предусмотрены экранирующие зазоры 19, уменьшающие электрическую нагрузку на входные электроды 9 и выходные электроды 10. Величина нагрузочной (паразитной) емкости на выходной электрод 10 непосредственно влияет на коэффициент передачи преобразователя емкость–напряжение 5 и является одним из основных факторов, уменьшающих точность измерения. Величина нагрузочной емкости на выходные электроды 10 сказывается на форме импульсов опроса, отклонение которых от прямоугольной формы приводит к снижению точности измерений. Поэтому в данном случае оптимальный подбор экранного зазора 19 осуществляется таким образом, чтобы величина емкости была не более 2000,0 Пф.

Величина экранного зазора 19 находится в пределах 18,0–27,0 мм. Блок преобразователей 3, включающий преобразователь емкости напряжения 5 и микропроцессорный блок 6, формирует управляющие сигналы для коммутаторов импульсов опроса 17 и обеспечивает передачу в цифровом виде данных от блока преобразователей 3 в вычислительный блок 4. В вычислительном блоке 4 имеется канал вычисления уровня взлива нефтепродукта и подтоварной воды (льда) 7 и канал вычисления средств контроля 8, который вычисляет координату зазора 15 между смежными входными электродами 9 и выделяет момент времени, когда уровень нефтепродукта находится в пределах этого зазора. Через разъёмные электрические соединения 20 осуществляется электрическая связь между секциями 11, и между платами через переключки, монтируемые в процессе изготовления секций 11.

Ёмкостной уровнемер работает следующим образом. Микропроцессорный блок 6 по заданной программе вырабатывает сигналы, управляющие коммутатором импульсов

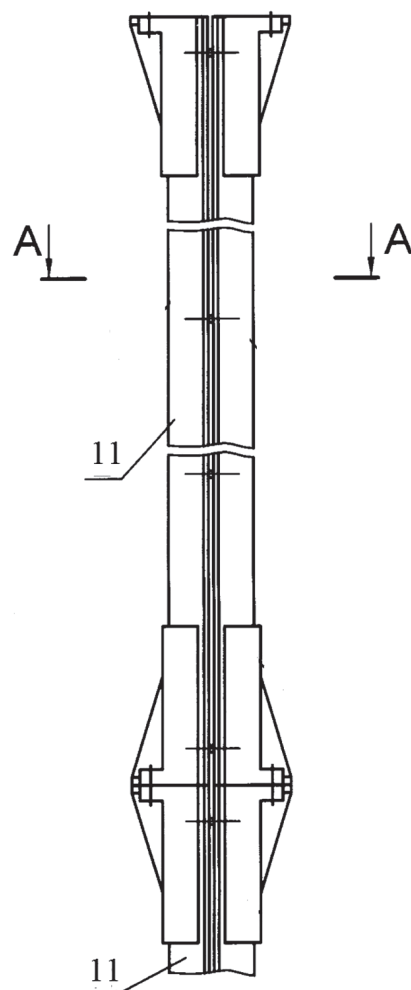


Рис. 3. Штанга
Fig. 3. Rod

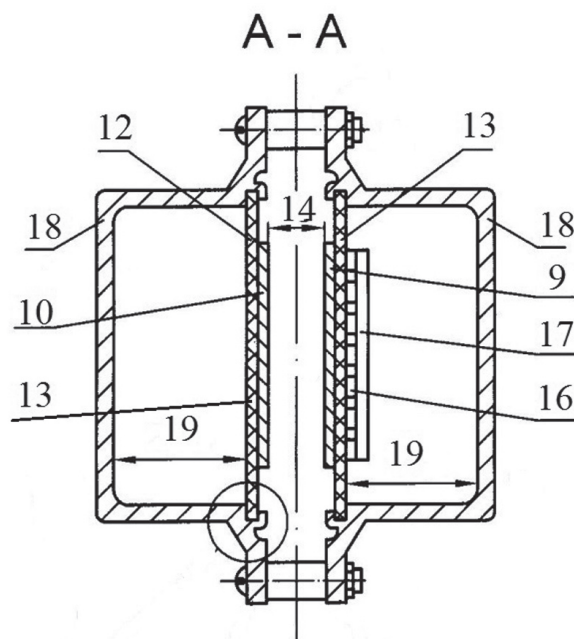


Рис. 4. Сечение штанги
Fig. 4. The cross section of the rod

опроса 17. Коммутаторы импульсов опроса 17 последовательно во времени формируют импульсные сигналы для опроса состояния автономных емкостных датчиков уровня 2. Опрос состояния автономных емкостных датчиков уровня 2 осуществляется путем подачи импульсного сигнала на соответствующий входной электрод 9. Опрос начинается с первого (считая снизу) автономного емкостного датчика уровня 2 и заканчивают последним (верхним) автономным емкостным датчиком уровня 2. В автономных емкостных датчиках уровня 2 информационным параметром является величина электрической емкости между входным 9 и выходным 10 электродами, т. е. по величине электрической емкости автономного датчика уровня 2 судят о степени его заполнения нефтепродуктом. Измерение электрической емкости обусловлено тем, что диэлектрическая проницаемость ϵ контролируемого нефтепродукта отличается от диэлектрической проницаемости воздуха. При этом в пределах диапазона измерения автономный емкостной датчик уровня 2 работает как непрерывный емкостной датчик. Импульсы опроса, поступающие на входные электроды 9, далее поступают на выходной электрод 10, и в виде последовательности импульсов поступают на преобразователь емкость–напряжение 5. С выхода преобразователя емкость–напряжение 5 сигнал в виде импульсов напряжения поступает в микропроцессорный блок 6, где преобразуется в соответствующие кодовые посылки. Таким образом, на выходе микропроцессорного блока 6 и на выходе вычислительного блока 4 за один цикл опроса присутствует вся информация о состоянии каждого автономного емкостного датчика уровня 2. Среди последовательности импульсов A_i ($i = 1 - n$, где n – количество входных электродов 9), характеризующих состояние каждого автономного емкостного датчика уровня 2, существует три группы, отличающиеся своим физическим состоянием. Первая группа соответствует полностью замоченным жидкостью емкостным датчиком уровня, вторая – частично замоченным и третья – полностью сухим.

Для автономного емкостного датчика уровня 2 мокрое состояние AM_i отличается от

сухого состояния AS_i в ϵ раз, где ϵ – диэлектрическая проницаемость контролируемой жидкости: $AM_i = \epsilon \times AS_i$.

Для частично замоченных емкостных датчиков уровня, находящихся на границе раздела сред, значение A_i находится в диапазоне значений $[AS_i, AM_i]$. Для выделения рабочих автономных емкостных датчиков уровня 2 из всей совокупности вводится пороговое значение для каждого автономного емкостного датчика уровня 2

$$P_i = (AS_i + AM_i)/2.$$

Все емкостные датчики уровня 2, для которых выполняется соответствующие $A_i \geq P_i$, являются полностью мокрыми, за исключением i -го и $i+1$ автономных емкостных датчиков уровня, один из которых может быть частично замоченным, а второй полностью сухим или полностью мокрым, в зависимости от взаимного расположения зеркала контролируемой жидкости и входных электродов 9 этих автономных емкостных датчиков уровня 2. Все остальные датчики уровня от $i+2$ до n являются полностью сухими.

Автономные емкостные датчики уровня 2, которые могут быть частично замоченными, назовем первым и вторым рабочими датчиками в порядке возрастания их номеров (снизу вверх) и обозначим соответственно $R1$ и $R2$. В вычислительном блоке 4 в канале вычисления уровня 7 осуществляется вычисление точной границы раздела сред, т. е. уровня жидкости в резервуаре. Вычисление производится по формуле

$$H = L_0 \times (i - 1) + h1 + h2,$$

где H – уровень жидкости в резервуаре;

L_0 – длина входного электрода, включая зазор 15;

$h1$ – расчетная длина погружения в контролируемую жидкость первого рабочего датчика $R1$;

$h2$ – расчетная длина погруженного в контролируемую жидкость второго рабочего датчика $R2$.

Величины $h1$ и $h2$ рассчитываются по формулам

$$h1 = (A_i - AS_i) \text{КП}_i; h2 = (A_{i+1} - AS_{i+1}) \text{КП}_{i+1}; \\ \text{КП}_i = (A_i \epsilon - AS_i) L_0; \epsilon = (A_{i+1} - AS_{i+1}) AS_{i+1}.$$

Здесь $h_2 = 0$, когда частично погружен рабочий датчик $R1$, и $h_1 = L_0$, когда частично погружен рабочий датчик $R2$.

В каждом цикле измерения совокупность сигналов A_i с выхода автономных емкостных датчиков уровня 2 обрабатывается и в канале встроенных средств контроля 8, вычисляемыми параметрами которого являются координаты H_i зазора 15 между входными электродами 9 рабочих датчиков $R1$ и $R2$ и моменты времени, когда уровень контролируемой жидкости находится в пределах этого рабочего зазора. Здесь входные электроды 9 рабочих датчиков $R1$ и $R2$ играют роль двух сигнализаторов, один из которых находится ниже уровня контролируемой жидкости, а второй – выше. Координата рабочего зазора вычисляется по формуле

$$H_i = L_0 \times i,$$

где i – номер первого рабочего датчика R .

Для индикации момента времени, когда уровень жидкости находится в пределах рабочего зазора 15, осуществляется следующая процедура:

1. Вычисляется параметр

$$dA = A_i - A_{i+1}.$$

2. В массиве памяти вычислительного блока 4 отводится регистр M для хранения максимального значения параметра dA . В каждом цикле измерений параметр dA сравнивается по модулю с содержимым регистра M . По результатам сравнения в регистре M остается большая из двух сравниваемых величин. Таким образом, в регистре M хранится наибольшее значение параметра dA .

3. Вычисляется параметр

$$ddA = M - dA.$$

4. Для параметра ddA вводится поле допусков, в которое попадает значение ddA , когда уровень контролируемой жидкости находится в пределах зазора 15, и осуществляется анализ соотношений величины ddA с полем допусков. Как только величина ddA попадет в поле допусков, на выходе канала встроенных средств контроля 8 индицируется значение координаты H_i .

5. Анализируется соотношение значения H_i на выходе вычислительного блока 6 на предмет соответствия точности измерения

емкостного уровнемера заданной точности из технических требований.

Отличительной особенностью разработанного дискретно-непрерывного уровнемера является то, что контроль точности измерения осуществляется равномерно в пределах всего диапазона измерения уровня контролируемой жидкости и обеспечена возможность контроля точности в каждом цикле измерений, т. е. в процессе эксплуатации без создания специальных условий. Увеличение числа реперных точек существенно повышает метрологическую надежность емкостного уровнемера и снижает риск недостоверных измерений.

Так, при длине входного электрода $L_0 = 62,5$ мм и диапазон, измерений $H = 20$ м число реперных точек составит 160, при $L_0 = 31,25$ мм – 320 и т. д. В емкостном уровнемере снимаются ограничения, связанные с динамикой слива и налива контролируемой жидкости. Поскольку в емкостном уровнемере контроль ведется по двум входным электродам 9, то они играют роль двух дискретных сигнализаторов. Их принципиальное отличие от одного сигнализатора состоит в том, что два сигнализатора позволяют точно определить нахождение уровня нефтепродукта, когда один из них оказывается выше уровня нефтепродукта, а другой – ниже. Таким образом, при любой скорости измерения уровня контролируемой жидкости в резервуаре факт нахождения уровня в зазоре между двумя сигнализаторами является событием достоверным. Это обеспечивает возможность контроля точности в каждом цикле измерений, т. е. непрерывно в процессе эксплуатации, в то время как в известных устройствах для этого должны быть созданы специальные условия, которые обеспечиваются, как правило, только при периодических поверках 1 раз в год.

В настоящее время изготавливаются емкостные датчики уровня с максимальной длиной плат и секций соответственно 1000 мм и 3 м. Таким образом, в каждой трехметровой секции размещается 3 пары печатных плат соответственно с восемью или более автономными емкостными датчиками уровня. Для удобства сборки, транспортировки и монтажа

штанги более трех метров на сопрягаемые концы трехметрового профиля устанавливаются силовые опорные кронштейны. Подбор штанги для резервуаров с высотой взлива, не кратной трем метрам, осуществляется за счет уменьшения или увеличения длины секции 11, устанавливаемой сверху. Силовые опорные кронштейны изготавливаются из сплава АК 12 М2 и имеют накладываемую на профиль 18 П-образную форму с элементом фланцевого соединения с двумя отверстиями и усиливающее ребро.

Библиографический список

1. Чередов А.И. Преобразователи для электрических измерений параметров емкостных датчиков. Дисс. ... к.т.н. Ленинград – 1984 г.
2. Патент 2239164. Емкостной уровнемер со штангой. Годнев А.Г., Суслов В.М. – Опубл. В Б.И., 2002, № 30.
3. Гоноровский И.С. Радиотехнические цепи и сигналы. – М.: Сов. Радио, 1977.
4. Richards I.C.S. linear capacitance proximity gauges with high resolution. – *Jurnal Physics E. Sciences Instrument*, 1976, №8.
5. Ковтун А.А. Оценка чувствительности электроемкостных преобразователей. – *Труды ВНИИЭП*, 1976, вып. 31.
6. Гутников В.С. Интегральная электроника в измерительных устройствах. – Л.: Энергия, 1980.
7. Грохольский А.Л., Горбов М.М., Струнский М.Г., Федотов В.К. Емкостные первичные измерительные преобразователи диаметра неизолированного микропровода. – *Измерения, контроль, автоматизация: Научн.-техн. Сб. обзоров/ЦНИИТЭН приборостроения*. – М., 1978.
8. Годнев А.Г., Свицын А.А. Средства измерения количества топлива в резервуарах. – *Зарубежная радиоэлектроника*, 1996, №8, С.118-120.

WIDE-RANGE DISCRETE CONTINUOUS LEVEL SENSOR

Godnev A.G., Assoc., a leading researcher of «SEC IIT», Ph.D (Tech.)

ntc-korolev@yandex.ru

Scientific and Technological Center of Information and Measuring Equipment,
141070, Moscow region. Queens, Pionerskaya St., 2

A wide-range discrete-continuous level sensor with a self-calibrating rod is intended for the measurement of light oil products and oils in the range from 0 to 20 m with a measurement accuracy ± 1 mm. A distinctive feature of the developed discrete continuous level sensor is that the control of the accuracy of measurement is carried out uniformly over the entire measurement range of the level of the controlled liquid and thus it provides the possibility to control the accuracy in each measurement cycle, i.e. during the operation without creating specific conditions. An increase in the number of fixed points significantly improves the metrological reliability of the capacitive transmitter and reduces the risk of inaccurate measurements.

Keywords: capacitance level sensor, discrete continuous level sensor, wide-range level sensor.

References

1. Cheredov A.I. *Preobrazovateli dlya elektricheskikh izmereniy parametrov emkostnykh datchikov* [Converters for electrical measurements of parameters of capacitive sensors]. Diss.PhD. Leningrad, 1984.
2. Patent 2239164. *Emkostnoy urovneмер so shtangoy*. Godnev A.G., Suslov V.M. [Patent 2239164. Capacitive rod.] Publ. In BI, 2002, No 30.
3. Gonorovskiy I.S. *Radiotekhnicheskie tseny i signaly* [Radio engineering and price signals]. Moscow: Sov. Radio, 1977.
4. Richards I.C.S. linear capacitance proximity gauges with high resolution. - *Jurnal Physics E. Sciences Instrument*, 1976, No 8.
5. Kovtun A.A. *Otsenka chuvstvitel'nosti elektroemkostnykh preobrazovateley* [Evaluation of the sensitivity elektroemkostnyh converters]. *Trudy VNIIEP* [Proceedings VNIIEP], 1976, vol. 31.
6. Gutnikov V.S. *Integral'naya elektronika v izmeritel'nykh ustroystvakh* [The integrated electronics in the measuring devices]. Leningrad: Energy, 1980.
7. Grokhol'skiy A.L., Gorbov M.M., Strunskiy M.G., Fedotov V.K. *Emkostnye pervichnye izmeritel'nye preobrazovateli diametra neizolirovannogo mikroprovoda* [Capacitive transducers diameter bare microwires]. *Izmereniya, kontrol', avtomatizatsiya: Nauchn.-tekhn. Sb. obzorov/TsNIITEN priborostroeniya* [Measuring, control, automation: Coll. Reviews / TSNITEN instrumentation]. Moscow, 1978.
8. Godnev A.G., Svitsyn A.A. *Sredstva izmereniya kolichestva topliva v rezervuarakh* [Means for measuring the amount of fuel in the tanks]. *Zarubezhnaya radioelektronika* [Foreign electronics], 1996, №8, pp.118-120.