ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева

Специальный выпуск 6(52)

Красноярск 2013

ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева

Специальный выпуск 6(52)

Главный редактор
доктор технических наук
Ковалев И. В.

Заместители главного редактора:
доктор физико-математических наук
Логинов Ю. Ю.

доктор физико-математических наук
Сенашов С. И.

доктор технических наук
Мурыгин А. В.

кандидат технических наук
Зеленков П. В. (отв. секретарь)

Редакционная коллегия:
Аплеснин С. С.
Головенкин Е. Н.
Ерыгин Ю. В.
Лаптенок В. Д.
Ловчиков А. Н.
Медведев А. В.
Михеев А. Е.
Москвичев В. В.
Сафонов К. В.
Смирнов Н. А.
Сомов В. Г.

Учредитель
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

© Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, 2013

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

«Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева» (Вестник СибГАУ) – межрегиональный научный журнал, содержащий результаты научных исследований в области естественных, технических и прикладных наук по вопросам проектирования, производства и эксплуатации авиационной и ракетно-космической техники, а также экономики.

Представленные в журнал статьи публикуются после обязательного рецензирования и при оформлении их в соответствии с требованиями редакции (www.vestnik.sibsau.ru)

Периодичность – 4 раза в год
Специальный выпуск – 1 раз в год

Электронная версия журнала представлена на сайте Научной электронной библиотеки (http://www.elibrary.ru) и сайте журнала (www.vestnik.sibsau.ru)

Журнал включен в каталоги:
российской прессы «Роспечать» (МАП) – 11399;
объединенный «Пресса России» – 39263

АДРЕС РЕДАКЦИИ:

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31, П-415
Тел./ факс (391)291-90-19
E-mail: vestnik@sibsau.ru

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору за соблюдением законодательства в сфере массовых коммуникаций и охраны культурного наследия, свидетельство ПИ № ФС77-22189 от 27.10.2005 г.

Журнал включен ВАК России в «Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, выпускаемых в Российской Федерации, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора наук»

При перепечатке или цитировании материалов из журнала «Вестник СибГАУ» ссылка обязательна

В статьях сохранен авторский стиль изложения.
Редактор английского текста А. Г. Никитина
Оригинал-макет и верстка М. А. Светлаковой
Подписано в печать 22.12.2013. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 24,7.
Уч.-изд. л. 32,2. Тираж 1000 экз. Заказ 87/188 С 161/13.
Редакционно-издательский отдел
Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.
660014, г. Красноярск,
просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.
Отпечатано ООО РПБ «Амальгама».
660061, г. Красноярск, ул. Калинина, 53

УВАЖАЕМЫЕ КОЛЛЕГИ!

В современной непилотируемой космонавтике спутниковая навигация занимает особое место. Сегодня космические навигационные технологии широко применяются практически во всех сферах жизнедеятельности развитых стран мира. Они обеспечивают как государственную безопасность, так и высокий уровень жизни граждан страны. Исторически сложилось так, что в Российской Федерации вплоть до настоящего времени единственным разработчиком и производителем навигационных космических аппаратов является ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». А началась спутниковая навигация с создания космической навигационной системы первого поколения. С помощью такой системы потребитель имел возможность определять 2 плановые координаты своего местоположения на поверхности Земли с точностью порядка 1 000 м и средней периодичностью 1,5 часа. Эти характеристики обеспечивались выбором орбиты (круговой, приполярной, высотой ~1 000 км) и количеством спутников на орбитах функционирования (4–6). Запуск первого навигационного спутника 11Ф617 был осуществлен 23.11.1967 г. с космодрома Плесецк с помощью ракеты 11К65М. Спутник и ракета-носитель были разработаны и изготовлены Красноярским научно-производственным объединением прикладной механики (ныне ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»). После успешных летных испытаний система в 1970 г. была принята в эксплуатацию. Затем была проведена модернизация системы, а также ее спутника, на ее основе был создан космический сегмент международной системы спасания КОСПАС-САРСАТ.

Успешная эксплуатация низкоорбитальных спутниковых навигационных систем морскими заказчиками привлекла широкое внимание к спутниковой навигации и других потребителей. Возникла необходимость создания универсальной навигационной системы, удовлетворяющей требованиям всех потенциальных потребителей: авиации, морского и речного флота, наземных транспортных средств и космических аппаратов. Она должна обеспечивать определение местоположения в пространстве (широта, долгота, высота), поправки скорости и времени с высокой точностью в любое время года и суток, в любом месте Земли и околоземного воздушного и космического пространства. Этим требованиям удовлетворяет спутниковая навигационная система второго поколения, использующая дальномерные методы навигационных определений – глобальная навигационная спутниковая система (система ГЛОНАСС).

Исходя из принципов навигационных определений была выбрана структура спутниковой системы (18–24 КА на орбитах высотой около 20 000 км), которая обеспечивает

одновременную радиовидимость потребителем, находящимся в любой точке Земли, не менее четырех спутников. Запуск первого навигационного спутника 11Ф654 был осуществлен с помощью ракеты-носителя «Протон» с космодрома Байконур 12.10.1982 г. Система была принята в опытную эксплуатацию в составе из 12 спутников на орбите в 1993 г., а в 1995 г. развернута до полного состава из 24 спутников.

Модернизация системы ГЛОНАСС осуществлялась в рамках отдельной Федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система» (Постановление Правительства РФ от 20.08.2001 г. № 587). В процессе реализации Программы (2002–2011 гг.) были разработаны навигационные космические аппараты «Глонасс-М» и «Глонасс-К» с увеличенным ресурсом и улучшенными характеристиками, создан наземный сегмент системы ГЛОНАСС.

Развертывание орбитальной группировки проводилось с темпом запусков 4–6 КА в год и обеспечивалось созданием рабочих мест в ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» и на смежных предприятиях для изготовления и наземных испытаний составных частей и КА в целом.

Дальнейшие работы по системе ГЛОНАСС осуществляются в рамках Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» (Постановление Правительства РФ от 03.03.2012 г. № 189).

Основными задачами Программы являются:

– поддержание системы ГЛОНАСС с гарантированными характеристиками навигационного поля на конкурентоспособном уровне;

– развитие системы ГЛОНАСС в направлении улучшения ее тактико-технических характеристик с целью обеспечения паритета с зарубежными системами и лидирующих позиций Российской Федерации в области спутниковой навигации;

– обеспечение использования системы ГЛОНАСС как на территории Российской Федерации, так и за рубежом.

Основным разработчиком и исполнителем работ по Программе вновь является ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» (ОАО «ИСС»).

В ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева» представлена научная и инженерная элита современной России. Сотрудники предприятия владеют всем спектром новейших технологий для создания современных телекоммуникационных и навигационных космических систем и аппаратов связи, телевещания, навигации и координатометрии.

Присущий ОАО «ИСС» командный дух, профессионализм и опыт персонала – это главные активы фирмы имени академика М. Ф. Решетнева и весомый залог ее будущего успеха.

Совершенствование условий для получения дополнительного образования и занятий научной деятельностью способствует развитию творческого потенциала коллектива. В настоящее время на предприятии работают 12 докторов технических наук, более 60 кандидатов наук, 9 профессоров, 15 доцентов. Более 140 сотрудников проходят обучение в аспирантуре.

В настоящем тематическом выпуске Вестника Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева публикуются статьи ученых и специалистов ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева», их коллег и соратников из промышленных предприятий и научных учреждений Сибирского региона и Европейской части России, отражающие основные научные направления работ по развитию навигационных спутниковых систем и космических аппаратов.

Генеральный конструктор и генеральный директор
ОАО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М. Ф. Решетнева, доктор технических наук,
профессор, член-корреспондент Российской академии наук
Н. А. ТЕСТОЕДОВ

НАВИГАЦИОННЫЙ СПУТНИК

ГЛОНАСС-М

Современные космические аппараты «Глонасс-М» составляют основу орбитальной группировки глобальной навигационной спутниковой системы РФ и предназначены для оперативного определения точного времени и местоположения объектов по всему земному шару.

УДК 629.783 (09):525:527

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ В РОССИИ

Н. А. Тестоедов, В. Е. Косенко, С. В. Сторожев, В. Д. Звонарь,
В. И. Ермоленко, В. Е. Чеботарев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

Отмечаются основные моменты на пути создания глобальных космических навигационных систем первого и второго поколений: объем и содержание работ, этапы и сроки проведения работ, основные характеристики спутников этих систем.

Приводятся основные результаты модернизации космического сегмента отечественной глобальной космической навигационной системы второго поколения, полученные в процессе реализации федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система».

Раскрываются основные направления развития и модернизации космического сегмента отечественной глобальной космической навигационной системы, определенные в федеральной целевой программе «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 гг.».

Ключевые слова: навигационный спутник, метод навигации, точность навигации.

HISTORY OF CREATION AND PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF SPACE NAVIGATION IN RUSSIA

N. A. Testoedov, V. E. Kosenko, S. V. Storozhev, V. D. Zvonar, V. E. Ermolenko, V. E. Chebotarev

JSC “Academician M. F. Reshetnev “ Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

The report dwells upon the milestones on the way of creation of global space systems of the first and the second generations: scope and volume of work, workflow phases and implementation periods, main characteristics of satellites of this system.

The authors present the main results of modernization of the space segment of the home global space navigation system of the second generation, obtained in the process of carrying-out the Federal Program “The Global Navigation System”.

The report shows the main principal directions of development and modernization of the space segment of the home global space system, which are directed with the Federal Program “Maintenance, development and exploitation of the GLONASS system for the period of 2012–2020“.

Keywords: navigation satellite, method of navigation, navigation accuracy.

Возможность использования искусственных спутников Земли в качестве подвижных радиоориентиров для определения местоположения привлекла внимание специалистов уже после их первых успешных запусков.

Спутниковая радионавигация обладает рядом существенных преимуществ в сравнении с традиционными методами, использующими в качестве ориентиров небесные светила или радиомаяки наземного базирования.

Следует отметить, прежде всего, глобальность обслуживания, независимость навигационного обеспечения от времени года, суток, метеоусловий, оперативность и точность определения пользователями своего местоположения, скорости и времени [1–3].

Исторически, с начала разработок отечественных спутниковых навигационных систем ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» (ранее ОКБ-10, КБ ПМ, НПО прикладной механики) на правительственном уровне было определено головным в кооперации разработчиков, ответственным не только за космические сегменты этих систем, но и за системы в целом, в том числе и за их основные характеристики: точность, доступность, целостность и т. п. Начиная с середины 1960-х годов, кооперацией при головной роли ОАО ИСС разработаны и созданы спутниковые радионавигационные системы двух поколений, отличающиеся принципами построения, методами, оперативностью и точностью навигационных определений, орбитальным построением, зоной обслуживания и пр. [4; 5].

1. Спутниковые радионавигационные системы первого поколения. Необходимость создания навигационной спутниковой системы была, в первую очередь, обусловлена требованием достижения паритета в морской составляющей триады ядерных вооружений СССР и США. К тому времени (в 1962 г.) в США уже была развернута и в 1964 году сдана на вооруже-

ние ВМС спутниковая навигационная система, получившая название NNSS (Navy Navigational Satellite System) в составе четырех спутников «Транзит» на низких (1000 км) полярных орбитах, наземной системы контроля и управления и корабельного приемоиндикаторного оборудования. NNSS была разработана Лабораторией прикладной физики университета Дж. Гопкинса по заказу ВМС США для подводных лодок, вооруженных баллистическими ракетами Polaris в рамках единой с созданием ракет и строительством подводных ракетоносцев программы. Но уже в 1967 г. на международном уровне было объявлено о предоставлении возможности использования NNSS также гражданскими судами, и не только принадлежащими США, но и другим странам (кроме социалистических стран).

С каждого спутника Transit излучались по два когерентных фазоманипулированных навигационных сигнала с несущими частотами 150 и 400 МГц, содержащих в своем составе навигационную (эфемериды соответствующего спутника), временную (оцифрованные метки времени) и телеметрическую (о состоянии бортовых систем) информацию.

Проведенные научные исследования и имевшиеся в ОКБ-10 в начале 1960-х годов отрывочные сведения об американских спутниках Transit свидетельствовали об актуальности создания аналогичной отечественной спутниковой навигационной системы для обеспечения паритета с США в обеспечении точной доставки боеголовок к целям. Поэтому в 1963 г. ОКБ-10, создавшее к тому времени ракету космического назначения (РКН «Космос-3М») и первые отечественные спутники связи «Стрела-1» и «Стрела-2», выводимые этим носителем на круговые орбиты высотой до 1500 км [2] вышло с инициативой разработки такой системы, которая руководством Госкомитета по оборонной технике, в структуру которого входило тогда предприятие, была воспринята без особого энтузиазма. Признавая ее актуальность, требовалось одновременно признать, что в действующих директивных документах по ракетно-космической тематике задачи спутниковой радионавигации были упущены.

Чтобы обойти бюрократические препоны, руководство ОКБ-10 вынуждено было искать решение в рамках уже запланированных директивными документами космических программ. Одной из таких космических программ была создание в интересах ВМФ спутниковой системы радиосвязи с использованием КА под условным наименованием «Молния-2» на круговых орбитах высотой порядка 800 км. Прошло четыре года, но ответственное за разработку спутника «Молния-2» ОКБ-1 (С. П. Королев) так к ней и не приступило.

В поисках решения родилась идея повышения эффективности боевого применения кораблей ВМФ, в первую очередь подводных ракетоносцев, совмещением в рамках единого спутника типа «Молния-2», функций связного ретранслятора и навигационного радиомаяка. С тем, чтобы за одно подвсплытие в перископное положение подводные лодки имели бы возможность осуществить одновременно как сеанс двусторонней радиотелеграфной связи с береговыми пунктами управления, так и определение как своего местоположения, так и курса, как азимута фиксированного направления для прицеливания ракет. Это предложение руководства ОКБ-10 было поддержано С. П. Королевым, предприятие которого было перегружено реализацией пилотируемых и межпланетных программ, а затем и Заказчиком системы спутниковой связи для ВМФ, в лице Начальника Управления связи ГШ ВМФ вице-адмирала Г. Г. Толстолуцкого и Главным конструктором систем спутниковой связи М. Р. Каплановым.

В результате разработка отечественной спутниковой навигационно-связной системы в интересах военных морских потребителей была поручена ОКБ-10 и проводилась на основании постановления ЦК КПСС и СМ СССР от 11сентября 1964 г. № 0762-319. После выхода директивных документов ОКБ-10 приступило к созданию первого в мировой практике совмещенного навигационно-связного спутникового комплекса «Циклон».

Спутниковая навигация с помощью космических систем первого поколения использовала радиально-скоростной (доплеровский) метод навигационных определений морскими потребителями вне зависимости от ведомственной принадлежности, а для специальных потребителей – дополнительно и угломерно-дальномерный. Проведение в одном сеансе радиально-скоростных и дальномерных измерений, кроме определения азимута, существенно повышало точность, надежность и, главное, помехозащищенность обсерваций КА, так как угломерно-дальномерный сигнал принимался узконаправленной антенной с углом раствора сканирующей диаграммы направленности 1,2 град.

По навигационным сигналам низкоорбитного спутника потребитель мог определить только две своих горизонтальных координаты и только на поверхности Земли, что приемлемо в основном только для морских пользователей, со сравнительно низкой, особенно на начальных этапах, точностью определения местоположения (до 1000…1500 м) и с периодичностью 1,5…2,0 часа в приэкваториальных и средних широтах. Такая периодичность возможных обсерваций спутников и глобальность образуемого ими навигационного поля определяются высотой и наклонением орбит (круговые, приполярные с высотой ~ 1000 км) и количеством спутников в орбитальной структуре (4–6). Причем высота орбиты – это результат компромисса между диаметром зоны радиообзора, минимально необходимой продолжительностью сеанса обсервации, а также энергетикой радиолиний. Запуск первого экспериментального навигационно-связного спутника «Циклон» был осуществлен 23.11.67 г. с космодрома «Плесецк» ракетой-носителем «Космос-3М». После успешных летных испытаний экспериментальная система из 4-х спутников «Циклон» с шифром «Залив» в 1971 г. была принята в опытную эксплуатацию, в ходе которой Военно-Морским Флотом отрабатыва-

лись принципы ее применения и набиралась статистика по точности навигационных определений и оперативности двусторонней радиосвязи.

Затем на основании правительственных директивных документов (постановление ЦК КПСС и СМ СССР от 21 июля 1967 г. № 715-240 и от 30 декабря 1971 г. № 940-319) с учетом результатов летных испытаний и опытной эксплуатации была проведена глубокая модернизация спутника «Циклон» и системы «Залив» в целом и на их основе была создана и в 1976 г. принята в эксплуатацию навигационно-связная спутниковая система «Парус» в составе 6-ти модернизированных навигационно-связных спутников «Циклон-Б». Гарантированный срок активного существования (САС) спутника был увеличен вдвое, повышена также продолжительность излучения навигационных сигналов на витке (табл. 1). Модернизации подверглись не только сами спутники, но практически и все элементы системы: командно-измерительная радиолиния переведена из метрового в дециметровый диапазон, разработаны новые комплектации корабельной навигационной аппаратуры, завершено аппаратно-программное оснащение командного пункта системы.

На момент сдачи в эксплуатацию система «Парус» обеспечивала определение двух плановых координат со среднеквадратической погрешностью 250…300 метров, которая почти в четыре раза была меньше заданной. Такое улучшение точности стало возможным благодаря ряду мероприятий по повышению точности определения и прогнозирования параметров орбит, предложенных методически проработанных нашим предприятием (выбор оптимальной схемы проведения сеансов радиоконтроля орбиты, определения требуемой для достижения наивысшей точности суточного прогнозирования параметров орбит продолжительности мерного интервала, применения оригинальных численно-аналитических методов интегрирования параметров движения навигационных КА, уточнения для этих спутников значение так называемого баллистического коэффициента, учитывающего их атмосферное торможение). Эти мероприятия были внедрены под руководством полковника В. Д. Ястребова в практику баллистико-эфемеридного обеспечения в баллистическом центре системы (в/часть 32103).

Дальнейшее развитие низкоорбитальной отечественной навигации шло в направлении создания на базе системы «Парус» моноцелевой навигационной системы «Цикада», а в дальнейшем на ее основе – отечественной части космического сегмента международной спутниковой системы обнаружения и определения географических координат терпящих бедствие судов и самолетов (КОСПАС-SARSAT).

Необходимость разработки и создания в СССР моноцелевой, только навигационной спутниковой системы по аналогии с американской NNSS со спутниками «Транзит», стала очевидной еще до конца 1960-х годов, поскольку навигационно-связные спутники «Циклон-Б» («Парус»), как уже упоминалось выше, из-за комплексирования в рамках единого спутника навигационных и радиосвязных задач, имели ограничения по ежевитковой продолжительности излучения навигационных радиосигналов. Безусловно, такое комплексирование существенно повышало эффективность боевого применения системы, особенно подводными атомными ракетоносцами, но именно оно и стало причиной этих ограничений из-за нехватки на спутниках энергоресурсов. В то же время, для массового беззаявочного свободного использования навигационного сигнала неограниченным количеством гражданских (да и военных тоже) судов в любом районе Мирового океана требовалось обеспечить в спутниковой системе непрерывное излучение каждым спутником навигационных сигналов на каждом витке и в течение всего времени активного существования.

Поэтому по инициативе НПО ПМ были подписаны правительственные директивные документы (постановление ЦК КПСС и СМ СССР от 12 мая 1974 г. № 353-126) о разработке специального моноцелевого навигационного спутника «Цикада», излучающего непрерывно на витке только один двухчастотный навигационный радиосигнал в диапазонах 150 и 400 МГц, и развертывании на его основе низкоорбитальной навигационной системы одноименного названия. Спутник «Цикада» разрабатывался на базе навигационно-связного спутника «Циклон-Б» с исключением из его состава связного ретранслятора и угломерно-дальномерного передатчика. Появившиеся при этом резервы массы и энергопотребления были использованы для обеспечения непрерывной на каждом витке в течение всего САС работы допплеровского навигационного передатчика и увеличения срока службы самого спутника до двух лет путем избыточного резервирования бортовой аппаратуры.

В ходе разработки навигационной системы «Цикада» по инициативе и с участием НПО ПМ также были проведены работы по определению согласующей модели движения спутников по «навигационным» (1000 км, 83°) орбитам за счет исследования движения специально запущенных на «навигационные» орбиты двух геодезических спутников «Сфера» (Космос-842 и Космос-911). Набор измерительной информации производился сетью специальных пунктов наблюдения ВТУ ГШ и 5-ю океанографическими судами ВМФ, оборудованными радиогеодезической измерительной аппаратурой. Внедрение такой согласующей модели в баллистико-эфемеридное обеспечение навигационных спутников первого поколения повысило точность определения местоположения по их радиосигналам в три раза – с 250…300 м (1976 г.) до 80…100 м (1979 г.).

Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 20.11.79 г. № 1029-305 навигационная система «Цикада» в составе четырех одноименных КА, наземного комплекса управления (общего с НКУ системы «Парус») и корабельного (судового) навигационного оборудования была принята в эксплуатацию для навигационного обеспечения кораблей ВМФ, других силовых ведомств, а также и гражданских судов.

Использование навигационных спутников в системе своевременного оповещения о факте и коорди-

натах бедствия имеет исключительно важное значение в деле спасания человеческих жизней и аварийных объектов (судов, самолетов и др.). Начало международного сотрудничества по созданию спутниковой системы обнаружения и определения местоположения судов и самолетов, потерпевших аварию, было заложено на двусторонней (СССР и США) встрече, состоявшейся в Вашингтоне в марте 1977 года. В ноябре 1979 г. в Ленинграде представителями СССР, США, Франции и Канады был подписан Меморандум, подтвердивший желание сторон сотрудничать в совместном проекте создания спутниковой системы поиска и спасания «КОСПАС-САРСАТ», состоящей из двух взаимодополняющих и технически совместимых по эксплуатационным характеристикам радиотехнических подсистем: КОСПАС (создается Советским Союзом) и SARSAT (создается США, Францией и Канадой) [6; 7].

Для решения задачи спасания транспортное средство (морское, воздушное…) снабжается аварийным буем, который автоматически или принудительно включается в момент аварии и непрерывно (до двух суток) передает сигналы на одной из двух частот: 121,5 и 406 МГц или на обеих одновременно. Эти сигналы на частоте 1544,5 МГц ретранслируются через спутник на наземный навигационный центр, который выделяет доплеровское приращение частоты и определяет координаты аварийного буя. В России наземные навигационные центры размещены в городах: Москва, Архангельск, Новосибирск, Владивосток, а центр управления системой находится в Москве. На спутнике также предусмотрен режим обработки и запоминания принятого от буя сигнала на частоте 406 МГц с последующей его ретрансляцией в наземный навигационный центр при входе спутника в зону радиовидимости центра. Это расширяет область действия системы до глобальной. Полученная информация передается в Центр международной системы «КОСПАС-SARSAT», который через соответствующие службы поиска и спасания организует работы по выходу спасательных средств в район бедствия и оказания помощи.

Благодаря предусмотренным при разработке возможностям модернизации, некоторые навигационные спутники «Цикада» в порядке создания космического сегмента международной системы стали дооснащаться ретрансляторами аварийных сигналов, выполняя при этом функции по излучению двухчастотных навигационных сигналов в составе системы «Цикада». Такие спутники назывались «Цикада-Н» или просто «Надежда». Первый КА «Надежда», изготовленный в ПО «Полет», был выведен на навигационную орбиту с космодрома Плесецк ракетой-носителем «Космос-3М» 30.06.1982 г., а уже 10.09.1982 г. с этого спутника (единственного тогда в системе КОСПАС-САРСАТ) были ретранслированы сигналы аварийного радиомаяка канадского самолета, потерпевшего аварию в горах Британской Колумбии, что обеспечило оперативное обнаружение и спасание трех человек.

При заданном сроке службы два года реально этот спутник проработал до марта 1988 г. (почти 6 лет). Полностью система «КОСПАС-САРСАТ» (два отечественных и два американских спутника) была развернута к концу 1984-го года и с 1985-го года началась ее полномасштабная эксплуатация.

По экспертным оценкам, спутниковая система «КОСПАС-САРСАТ» позволяет на порядок (в 10 раз и более) сократить время поиска того терпящего бедствие подвижного объекта (транспортного средства), который оснащен аварийным радиобуем. Особенно важно это для тех, кто перемещается в малонаселенных и экстремальных по климатическим условиям районах (к ним как раз относятся наша северная тундра, тайга, акватория Северного Ледовитого океана, пустыни), где каждый лишний час пребывания без помощи для тяжелораненых или переохлаждающихся людей чреват гибелью. В целом на счету этой системы десятки тысяч спасенных человеческих жизней.

Международная система одобрена международными организациями IMO (морской) и ICAO (гражданской авиации), которые приняли решения об обязательном ее использовании морскими судами (с 1995 г.) и самолетами (с 2005 г.).

Спутниковые навигационные системы 1-го поколения («Парус» и «Цикада») к концу 1970-х годов обеспечивали получение данных о двух плановых координатах местонахождения объекта с точностями в пределах ста метров (табл. 1).

В процессе создания спутниковых навигационных систем первого поколения была разработана базовая конфигурация спутника, положенная в основу унифицированного ряда КАУР-1 со следующими техническими характеристиками (рис. 1).

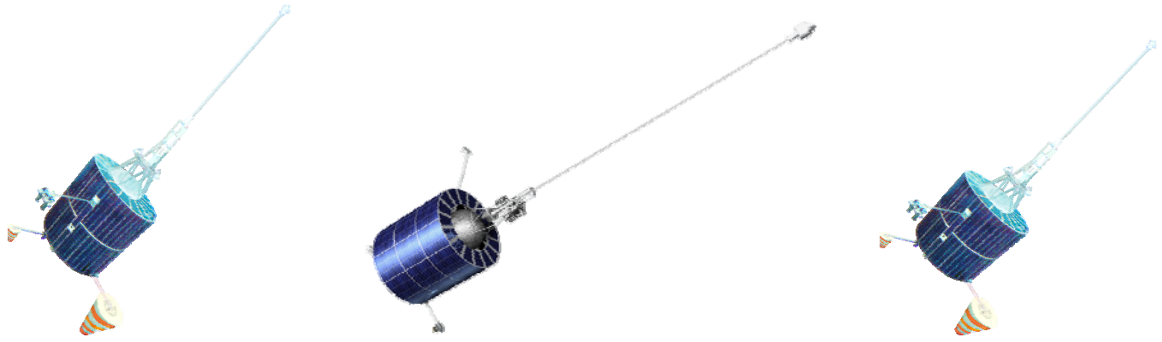
2. Спутниковые радионавигационные системы второго поколения. Успешная эксплуатация спутниковых навигационных систем первого поколения привлекла широкое внимание со стороны других потенциальных потребителей. Возникла необходимость создания спутниковой навигационной системы второго поколения, единой для всех типов потребителей: наземных, морских, воздушных и космических, в интересах как обороны страны, так и народного хозяйства. Спутниковые навигационные системы второго поколения должны обеспечить оперативное (в реальном масштабе времени) высокоточное трехкоординатное (по широте, долготе и высоте) определение местоположения и трех составляющих вектора скорости пользователя, поправок к местному времени пользователя относительно Госэталона и относительно Всемирного времени UT-1, связанного с неравномерностью вращения Земли глобально по земной поверхности, в воздушном и околоземном космическом пространстве. Кроме того, система должна также обеспечивать и определение поправки курсоуказания (азимута фиксированного направления) в полярных и приполярных районах Северного полушария.

Выполнить перечисленные требования с помощью низкоорбитальных навигационных систем не представляется возможным в силу принципов, заложенных в основу их построения.

Таблица 1

Характеристики навигационных спутников первого поколения

№	Наименование	«Циклон»	«Циклон-Б»	«Цикада»	«Надежда»
1	Решаемые задачи (% на витке)				
	– навигация (допплеровская) – навигация (угл.–дальном.)	25 10	50 15	100 –	100 –
	– связь	100	100	–	–
	–обнаружение аварийных объектов	–	–	–	100
2	Точность определения местоположения, м				
	– по навигационному сигналу	500–600	250	80–100	80–100
	– по сигналу АРБ	–	–	–	1000–2000
3	Ресурс, лет	0,5	1,0	2,0	2,0
4	Масса, кг	850	850	850	850
5	Энергопотребление, Вт	100	100	100	100
6	Дата первого запуска	23.11.1967	26.12.1974	15.12.1976	30.06.1982
7	Количество запусков КА	25	97	20	10



а *б* *в*

Рис. 1. Космические аппараты навигационных систем первого поколения:
а – КА «Циклон»; *б* – КА «Циклон-Б»; *в* – КА «Цикада»; *г* – КА «Надежда»

Поэтому в середине 1970-х годов началась разработка единой космической навигационной системы страны. В 1976 г. были разработаны технические предложения, в 1977 г. – дополнение к ТП в части специальных применений системы, а в 1978 г. – эскизный проект навигационной спутниковой системы второго поколения ГЛОНАСС. Дальнейшие работы по созданию системы второго поколения проводились согласно правительственным директивным документам: постановления ЦК КПСС и СМ СССР от 29 августа 1979 года № 823-247 и четырех решений военно-промышленной комиссии СМ СССР [1– 4].

Исходя из принципа навигационных определений, псевдодальномерным методом (одновременные измерения псевдодальностей до четырех или более спутников) математическим моделированием была выбрана структура спутниковой системы: 24 КА на круговых орбитах высотой 19140 км, наклонением 64,8º, трехплоскостная с фазовым сдвигом орбитальных позиций КА между плоскостями 0º, 15º, 30º. Для экономичного развертывания многоспутниковой системы ГЛОНАСС была заложена групповая схема выведения спутников носителем «Протон – К» тяжелого класса с разгонным блоком типа ДМ (по 3 КА), что позволяло тремя запусками заполнить одну плоскость (один КА в орбитальном резерве).

Однако, ввиду отсутствия на тот момент РН среднего класса для одиночного выведения КА, в целях форсирования начала и повышения надежности реализации программы летных испытаний, а также учитывая значительный объем необходимой летной отработки одиночного КА, запуски первого навигационного спутника «Глонасс» (11Л) с космодрома «Байконур» 12.10.82 г. были произведены в блоке с 2-мя его габаритно-весовыми макетами, а 6 последующих с двумя КА и одним макетом. Это позволило с одной стороны отработать штатную систему отделения трех КА одновременно, а с другой реализовать принцип последовательных доработок КА по результатам летно-конструкторских испытаний предыдущих.

В ходе разработки, летных испытаний и создания навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС разработчики, столкнулись с необходимостью решения довольно объемного перечня проблемных вопросов. В основном все они были обусловлены требующимися высокой (единицы метров) точностью определения и прогнозирования орбитальных параметров (эфемерид) и наносекундной точностью синхронизации

бортовых (спутниковых) шкал времени с системной шкалой и соответственно между собой, а также обеспечением заданного трехлетнего ресурса работы КА в жестких условиях воздействия факторов космического пространства на этих орбитах. Возникла необходимость проведения поэтапной доработки спутников, учитывающей результаты летных испытаний, что повысило надежность и ресурс работы бортовой аппаратуры. В результате был достигнут, а затем превышен заданный 3-х летний срок активного существования спутников «Глонасс» (их средний САС составил 4,3 года при заданном – 3 года).

Для повышения точности определения и прогнозирования параметров движения навигационного спутника (эфемерид) по инициативе НПО ПМ, поддержанной Заказчиком (решение Комиссии Президиума СМ СССР по ВПВ от 06.06.84 г. № 182), был разработан пассивный (без радиотехнической аппаратуры) геодезический спутник «Эталон» [2; 8]. Спутник «Эталон» представлял собой компактное (диаметр 1 294 мм) массивное тело (массой 1 345 кг) сферической формы, что позволило точно рассчитать силу воздействующего на него светового давления и отделить ее от суммарного воздействия на движение спутника гравитационных полей Земли, Луны и Солнца (рис. 2). Измерения орбиты спутника «Эталон» проводились с помощью квантово-оптических средств (лазерных), запросные сигналы от которых отражаются спутником в обратном направлении с помощью уголковых отражателей, размещенных на его сферической поверхности (более 2000 шт.). Спутники «Эталон» выводились в составе блока из трех КА вместо одного из КА «Глонасс», запущено два спутника: 10.01.1989 г. (Космос-1989) и 31.05.1989 г. (Космос-2024).

По результатам обработки значительного объема квантово-оптических дальномерных измерений по спутникам «Эталон» была создана согласующая модель движения спутника по «навигационным» орбитам «Глонасс», существенно повысившая точность расчета эфемерид КА. Работа со спутниками осуществляется отечественными и зарубежными наземными квантово-оптическими средствами и до настоящего времени в интересах фундаментальной геодезии [8].

Одновременно с этим на навигационных спутниках были реализованы мероприятия по снижению уровня немоделируемых сил негравитационной природы за счет:

– исключения применения реактивных систем управления ориентацией КА и использования магнитных систем разгрузки маховиков системы ориентации;

– обеспечения высокоточной (± 1 угл. град.) ориентации солнечных батарей на Солнце и разработка специальных алгоритмов управления при прохождении малых и больших углов «Солнце-спутник-Земля» на теневых орбитах;

– уменьшения утечек вещества из замкнутых полостей КА (гермоконтейнер, привода, баки двигательной установки);

– уменьшение потерь вещества с поверхности космического аппарата за счет выбора мало газящих материалов;

– экранирование от Солнца подвижных механизмов КА, непрогнозируемо меняющих площадь его «солнечного миделя» (жалюзи СТР).

В результате этих работ уровень немоделируемых ускорений снизился до $5 \cdot 10^{-10}$ м/с^2.

В процессе летных испытаний системы ГЛОНАСС были подтверждены принципы навигационных определений, эфемеридного и частотно-временного обеспечения, создана служба высокоточного эфемеридно-временного обеспечения и соответствующее математическое обеспечение. Подтверждены новые технические решения по построению КА и его бортовых систем: высокостабильного стандарта частоты, магнитной системы разгрузки, гидразиновой двигательной установки, маховичной системы ориентации, одноконтурной (газовой) системы терморегулирования с жалюзи, аварийной закрутки КА для обеспечения живучести.

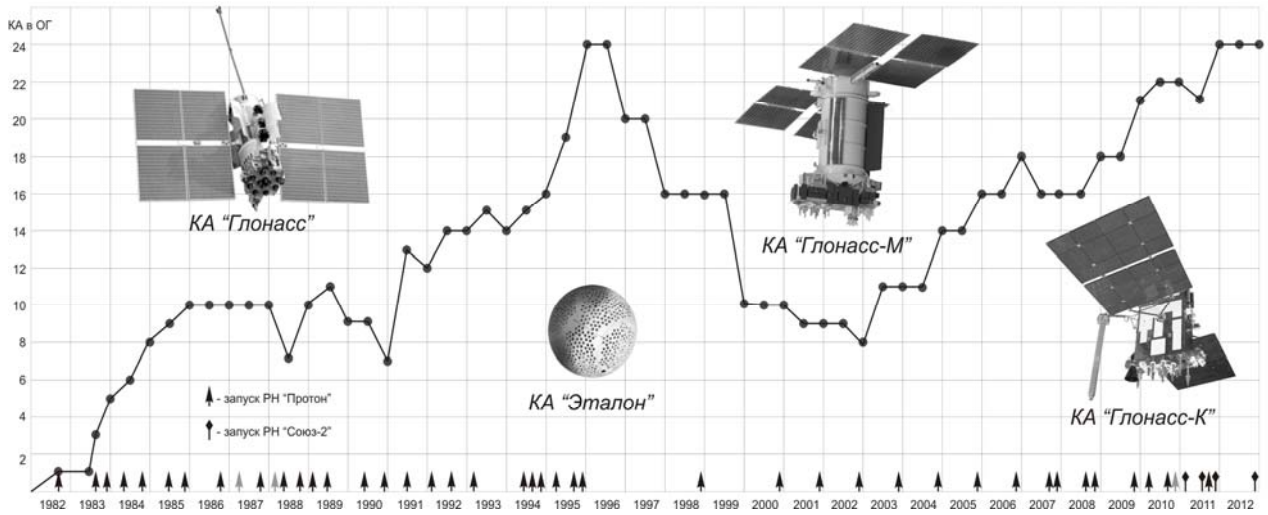


Рис. 2. Диаграмма развертывания орбитальной группировки системы ГЛОНАСС

После завершения в августе 1991 г. летных испытаний и последующего увеличения до 12-ти функционирующих на орбитах спутников система ГЛОНАСС в сентябре 1993 г. распоряжением Президента РФ от 24.09.93 г. № 658-рпс была принята в эксплуатацию. Последующими ежегодными запусками по 9 КА в 1994 г. и к концу 1995 г. система ГЛОНАСС была развернута до полного состава (24 КА) [1; 3; 4; 8]. В марте 1995 г. Решением Правительства РФ система ГЛОНАСС была представлена для гражданского использования в Международные организации (ИКАО, ИМО) на длительный период.

В целях снижения ежегодного количества запускаемых КА (9 КА) началась его модернизация в части увеличения ресурса до 5 лет и улучшения технических характеристик. Спутник «Глонасс-5» разрабатывался на основании решения Комиссии Президиума СМ СССР по ВПВ от 09.10.89 г. № 350. Однако на интервале с 1995 по 2002 гг. в связи с недостаточным финансированием работы по поддержанию количественного состава орбитальной структуры и модернизации системы практически были приостановлены, прекращены изготовление и запуски КА для замены выработавших ресурс. В результате произошла деградация системы ГЛОНАСС (количество КА в орбитальной группировке уменьшилось до 7), исключившая возможность ее использования по целевому назначению.

Всего по программе создания системы ГЛОНАСС было изготовлено 88 КА «Глонасс» (87 запущено, один передан в качестве учебного пособия в Военно-космическую академию имени А. Ф. Можайского), один КА «Глонасс-5» и 2 пассивных КА «Эталон». При этом, осуществлено 34 запуска по групповой схеме (3 КА) с космодрома «Байконур», из них два аварийных.

Признавая, что система ГЛОНАСС является национальным достоянием России, НПО ПМ совместно с кооперацией были предприняты колоссальные усилия по восстановлению и развитию системы ГЛОНАСС, предложив кардинальную модернизацию КА на базе задела по связным спутникам и перевести его изготовление из ПО «Полет» в НПО ПМ:

– установить бортовой процессор и аппаратуру межспутниковых измерений;

– повысить стабильность квантовых стандартов частоты до $1 \cdot 10^{-13}$ о. е.;

– сузить температурный диапазон в гермоконтейнере в районе размещения квантовых стандартов частоты до ± 1°С с целью обеспечения стабильности бортовых стандартов частоты в условиях орбитального полета КА;

– расширить номенклатуру применяемых зарубежных ЭРИ, позволившей увеличить до 7-ми лет срок службы КА на орбите.

Предложения НПО ПМ, сформулированные в 1996 г. в материалах дополнения к эскизному проекту, были одобрены и поддержаны Заказчиком и использованы при принятии важных директивных документов, направленных на обеспечение функционирования системы ГЛОНАСС, ее модернизацию.

Конечным итогом этих работ стала разработка и утверждение Федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система» (утверждена Постановлением Правительства РФ от 20.08.2001 г. № 587). Срок реализации программы – 2002–2011 гг. [2; 4].

ФЦП «ГЛОНАСС», предусматривает 2 этапа в развитии космического сегмента:

1) на основе спутников «Глонасс-М» с 7-летним САС;

2) на основе спутников «Глонасс-К» с 10-летним САС.

Возрождение системы ГЛОНАСС началось с декабря 2003 г. запусками КА «Глонасс-М» со сроком службы 7 лет и улучшенными ТТХ в составе блока вместе с двумя КА «Глонасс». Использование комбинированного запуска позволило начать летные испытания КА «Глонасс-М» с одновременным вводом в эксплуатацию КА «Глонасс», что приостановило деградацию космического сегмента. Для ускоренного развертывания ОГ предложено летные образцы КА после испытаний в течение 0,5–1,0 года переводить в опытную эксплуатацию, а темп запусков довести до двух в год с ежегодным изготовлением 6-ти КА на двух рабочих местах одновременно. Это обеспечило в начале 2012 г. возможность развернуть орбитальную структуру ГЛОНАСС навигационными КА «Глонасс-М» до штатного состава и создать орбитальный резерв.

Одновременно была разработана и частично реализована программа упреждающей летной квалификации новых космических технологий, предполагаемых для реализации на перспективных КА. Для этого, в процессе проектирования КА «Глонасс-М» был разработан унифицированный интерфейс, обеспечивающий установку в качестве дополнительной полезной нагрузки экспериментальной бортовой аппаратуры различного характера и целевого назначения с минимальными доработками КА. Программа упреждающей летной квалификации новых космических технологий уже частично реализована (см. табл. 2).

Космический эксперимент с излучением навигационных радиосигналов в диапазоне частот L3 на 5 лет раньше (планируемый срок запуска КА «Глонасс-К» – 2010 г.) позволил России получить приоритет на его использование в системе ГЛОНАСС. Космический эксперимент с межспутниковой лазерной линией подтвердил возможность взаимного прецизионного наведения, измерения и информационного обмена.

Космические эксперименты с рубидиевыми стандартами частоты, бортовой ЦВМ, литий-ионными аккумуляторами подтвердили их работоспособность в реальных условиях космического пространства, что создало предпосылки их надежной эксплуатации в составе перспективного навигационного КА «Глонасс-К» негерметичного конструктивного исполнения. В перспективе предусмотрено проведение экспериментов с датчиками системы ориентации, с системой прецизионной термостабилизации на базе плоских тепловых труб (гипертеплопроводящих пластин), с приемом запросного лазерного сигнала на КА, повторение экспериментов с межспутниковой лазерной линией.

Таблица 2

Номенклатура реализованных космических экспериментов

№	Наименование	Номер изделия	Дата запуска
1	Излучение новых радиосигналов в диапазоне *L3*	№ 14	25.12.05
2	Эксперимент с литий-ионными аккумуляторами	№ 27	26.12.08
3	Эксперимент с межспутниковой лазерной линией	№ 28, 29	26.12.08
4	Эксперимент с бортовой ЦВМ	№ 23	25.12.07
5	Эксперимент с рубидиевым стандартом частоты	№ 33	14.12.09
		№ 32	16.02.10

На спутниках «Глонасс-М» так же реализуется по заявкам программа размещения информационных пластин (табличек). Всего на 15 спутниках «Глонасс-М» отправлены в космос 69 табличек со сведениями, увековечивающими память о более 600 создателях космической техники, важных вехах в истории страны, событиях планетарного масштаба (сайт www.glonass-post.narod.ru.).

Всего в рамках ФЦП «Глобальная навигационная система» было изготовлено 36 КА «Глонасс-М». Первые 4 летных КА «Глонасс-М» запущены в составе комбинированного блока совместно с КА «Глонасс». При этом, осуществлено 10 запусков по групповой схеме (3 КА) с космодрома «Байконур» (один аварийный запуск) и два запуска по одиночной схеме (1 КА) с космодрома «Плесецк».

Следующей модификацией навигационных спутников в соответствии с ФЦП «Глобальная навигационная система» является КА «Глонасс-К» с 10-летним сроком службы и с негерметичным приборным блоком [2; 4].

На КА этой модификации, кроме наличия на нем аппаратуры межспутниковой радиолинии и аппаратуры обнаружения и засечки импульсных вспышек, возлагались дополнительные функции:

– излучение 2-компонентного навигационного сигнала в частотном диапазоне L3 (1,2 ГГц);

– излучение сигнала в см-диапазоне (~15 ГГц) для определения поправки курсоуказания как азимута фиксированного направления;

– обнаружение и ретрансляция сигналов аварийных радиобуев с объектов, терпящих бедствие, с целью оповещения о бедствии и местоположении терпящего бедствие объекта (функция спасания).

Запуск КА «Глонасс-К» планировался по групповой схеме (2 КА) с космодрома «Плесецк» РН «Союз-2Б» с РБ «Фрегат» (допустимая масса КА «Глонасс-К» 850кг) или с космодрома «Байконур» РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» (РБ ДМ) в составе комбинированного блока совместно с КА «Глонасс-М» (масса не более 1100 кг).

К сожалению, реальная масса КА «Глонасс-К» выросла до 962 кг, что не обеспечивало групповой запуск (2 КА) РН «Союз-2Б» с РБ «Фрегат». Запуск КА «Глонасс-К» в составе комбинированного блока совместно с КА «Глонасс-М» также был отклонен, так как стояла задача ускоренного развертывания штатной орбитальной группировки (24 КА). Поэтому была реализована схема выведения одного КА «Глонасс-К» с космодрома «Плесецк» РН «Союз-2Б» с РБ «Фрегат» (26.02.2011 г). В настоящее время первый летный образец КА «Глонасс-К» проходит летно-конструкторские испытания. В 2013 г запланирован запуск второго летного образца КА «Глонасс-К». Последующие запуски КА «Глонасс-К» пока не планируются.

3. Перспективы развития космической навигации. Дальнейшие работы по системе ГЛОНАСС запланировано проводить в рамках Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» (Постановление Правительства РФ от 03.03.12 г. № 189).

Основными задачами Программы являются:

1. Поддержание системы ГЛОНАСС с гарантированными характеристиками навигационного поля на конкурентоспособном уровне.

2. Развитие системы ГЛОНАСС в направлении улучшения ее тактико-технических характеристик с целью обеспечения паритета с зарубежными системами и обеспечения лидирующих позиций Российской Федерации в области спутниковой навигации.

3. Обеспечение использования системы ГЛОНАСС, как на территории Российской Федерации, так и за рубежом.

В рамках работ по этой Программе в части космического комплекса необходимо:

1. Разработать и провести летные испытания космического аппарата нового поколения «Глонасс-К2» с улучшенными тактико-техническими характеристиками и расширенными функциональными возможностями.

2. Провести обновление состава орбитальной группировки системы ГЛОНАСС космическими аппаратами «Глонасс-К2».

3. Завершить модернизацию наземного комплекса управления, комплексов средств формирования эфемеридной информации и синхронизации шкал времени и фундаментального сегмента системы ГЛОНАСС (геодезическое обеспечение, прогнозирование параметров вращения Земли, изучение геопотенциала).

На период разработки и проведения летных испытаний КА «Глонасс-К2» (до 2017г.) для поддержания штатной орбитальной группировки необходимо изготовить и запустить на орбиту 14 серийных КА. В ФЦП предусмотрены запуски КА «Глонасс-М» по групповой (3) и одиночной (5) схемам. ОАО «ИСС» проработало альтернативную схему поддержания штатной орбитальной группировки запусками комбинированных блоков совместно КА «Глонасс-М» и КА «Глонасс-К» с помощью РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» (РБ «ДМ»). По этой схеме изготавливаются 7 КА

«Глонасс-М» (№ 47-54) и 7 КА «Глонасс-К» (№ 13-19) и запускаются по одиночной и групповой (комбинированный блок) схемам в зависимости от состояния орбитальной группировки. В результате за счет большего ресурса КА «Глонасс-К» получается экономия, эквивалентная по стоимости трем КА «Глонасс-М», а также ускоряется реализация системой новых функций: спасания и уточнения курсоуказания.

На космическом аппарате нового поколения «Глонасс-К2» должны быть реализованы мероприятия, заданные в утвержденной в 2006 г. Заказчиками «Программе обеспечения и повышения точностных и эксплуатационных характеристик системы ГЛОНАСС», в том числе модернизация излучаемых КА радионавигационных сигналов в направлении расширения номенклатуры и повышения их характеристик, как в интересах санкционированных (специальных), так и гражданских пользователей, а также обеспечения совместимости систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO: по системам координат и единому времени. Согласно этой программе, а также разработанной позже «Концепции развития навигационных сигналов глобальной навигационной системы ГЛОНАСС» предусматривается излучение сигналов с кодовым и частотным разделением в трех диапазонах L1 (1,6 ГГц), L2 (1,25 ГГц) и L3 (1,2Ггц) (табл. 3).

По результатам эскизного проектирования (2010 г.) навигационный КА «Глонасс-К2», удовлетворяющий требованиям по расширению номенклатуры навигационных сигналов и решаемых задач получился с увеличенными массовыми и габаритными характеристиками, ограниченными возможностями средств выведения: одиночная схема с помощью РН «Союз-2» с РБ «Фрегат» и групповая схема (2 КА) с помощью РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

Дальнейшие проработки ОАО ИСС показали возможность размещения трех КА в зоне полезного груза РН «Протон-М» за счет применения оригинальной компоновки негерметичной схемы КА. Этот вариант проектного облика КА «Глонасс-К2» был одобрен Советом главных конструкторов (март 2011 г.) и заложен в реализацию.

К моменту завершения этапа ФЦП (2020 г) космический комплекс системы ГЛОНАСС должен обеспечивать характеристики, сопоставимые с зарубежным аналогом (табл. 4).

Таблица 3

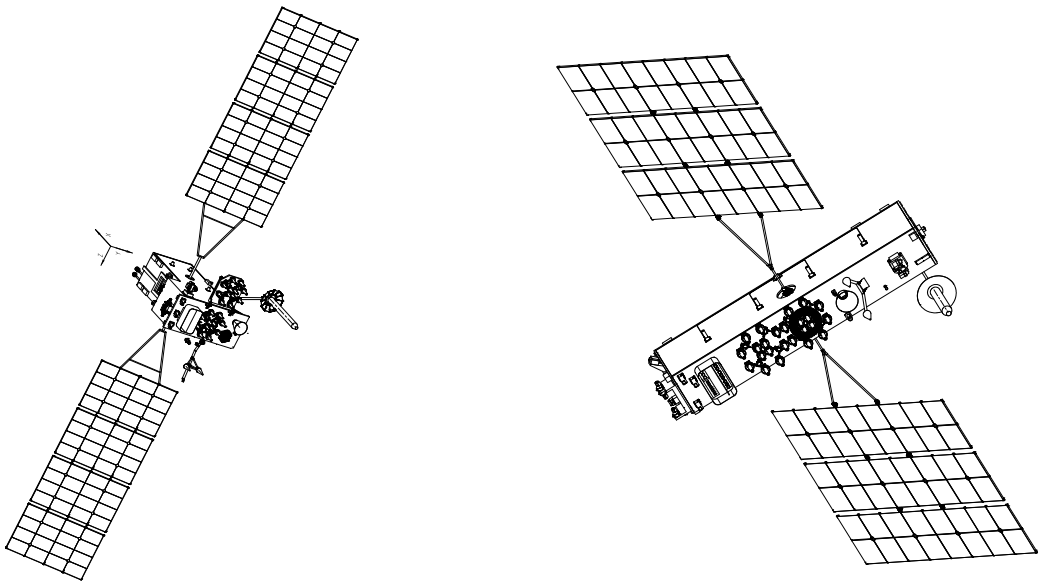
Номенклатура навигационных сигналов

№	Наименование КА	Частотное разделение	Кодовое разделение	Состояние
1	КА «Глонасс»	L1OF, L1SF, L2SF	–	Реализовано
2	КА «Глонасс-М»	L1OF, L1SF, L2OF, L2SF	–	Реализовано
3	КА «Глонасс-К»	L1OF, L1SF, L2OF, L2SF	L3OC	Реализовано
4	КА «Глонасс-К2»	L1OF, L1SF, L2OF, L2SF	L1OC, L1SC, L2SC, L2POC, L3OC,	Реализуется с 2015 г.

Таблица 4

Сравнение характеристик КА систем ГЛОНСС и GPS

Наименование	«Глонасс-М»	«Глонасс-К»	«Глонасс-К2»	«Блок-IIR-М»	«Блок-IIF»	«Блок-III»
1. Решаемые задачи:						
1.1. Количество и тип навигационных сигналов	L1OF, L1SF, L2OF, L2SF	L1OF, L1SF, L2OF, L2SF, L3OC	L1OF, L1SF, L2OF, L2SF, L1OC, L1SC, L2SC,L2POC L3OC	L1P/Y, L1C/A, L1M, L2P/Y, L2M, L5	L1P/Y, L1M, L1C/A, L2M, L2P/Y, L2C, L5	L1P/Y, L1M, L1C/A L1C, L2M, L2P/Y, L2C, L5
1.2. Межспутниковые измерения						
– радиодиапазон	+	+	+	+	+	+
– оптический диапазон	–	–	+	–	–	–
1.3. Задачи КОСПАС-САРСАТ		+	+	+	+	+
1.4. Дополнительные задачи	1	2	6	Н.Д.	заложены резервы ресурсов	
2. Мощность БС в конце САС, Вт	2200	2265	6240	1136	2400	Н. Д.
3. Масса КА, кг	1415	935 (962)	1645	1075	1559	1800
4. Технический полетный ресурс	7	10	12,5	10	12	12
5. Срок активного существования, лет	7	10	10	7,5	9,9	Н.Д.
6. Год первого запуска	2003	2011	2014	2005	2010	2014
7. Точность местоопределения (с вероятностью 0,95), м	7–18	6–12	1	3	3	2,5



а *б*

Рис. 3. Перспективные космические аппараты системы ГЛОНАСС:
а – КА «Глонасс-К2» – эскизный проект; *б* – КА «Глонасс-К2» – технический проект

Отечественная космическая навигация создавалась поэтапно, усилиями военных и гражданских специалистов из различных организаций и предприятий нашей страны.

В процессе реализации такого крупномасштабного проекта было преодолено множество научно – технических проблем и получено множество технических решений, защищенных авторскими свидетельствами и патентами. Космическая навигационная система ГЛОНАСС является национальным достоянием России и предоставляет услуги отечественным и зарубежным мобильным потребителям на бесплатной основе. Будущее системы ГЛОНАСС связано с эффективной интеграцией с зарубежными навигационными системами для повышения надежности и качества навигационных услуг.

Библиографические ссылки

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич [и др.] / под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд. перераб. и дополн. М. : Радио и связь, 1993. 408 с.

2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с., [24] с ил.

3. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / В. Е. Косенко, А. И. Перов, В. Н. Харисов, В. Е. Чеботарев [и др.] ; под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с., ил.

4. Космические аппараты информационного обеспечения – успехи преемственного развития / Н. А. Тестоедов, В. Е. Косенко, В. В. Попов и др. // Успехи современной радиоэлектроники. М. : Радиотехника, 2012. № 9. С. 111–118.

5. Академик Михаил Федорович Решетнев / А. Г. Козлов [и др.] ; Науч.-произв. об-ние прикл. механики. Железногорск. 2006. 334 с.

6. Скубко Р. А., Мордвинов Б. Г. Спутник у штурвала. Л. : Судостроение, 1989. 208 с.

7. Международная космическая радиотехническая система обнаружения терпящих бедствие / А. И. Балашов, Ю. Г. Зубарев, Л. С. Пчеляков [и др.]. М. : Радио и связь, 1987. 376 с.

8. Использование пассивных КА для повышения точности фундаментальных геодезических параметров. / В. Е. Косенко, В. Ф. Черемисин, В. Е. Чеботарев [и др.] // Геодезия и картография. 1993. № 12. С. 21–23.

References

1. Shebshaevitch V. S., Dmitriev P. P., Ivantsevitch N. V. et al. *Setevyye sputnikovyye radionavigatsionnyye sistemy* (Network satellite radionavigation systems). Moscow, Radio and communication, 1993, 408 p.

2. Chebotarev V. E. Kosenko V. E. *Osnovy proyektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya SibGAU* (Foundation of information satellites design: tutorial). Siberian State Aerospace University. Krasnoyarsk, 2011. 488 p.

3. Kosenko V. E., Perov A. I., Kharisov V. N., Chebotarev V. E. et al. GLONASS. Design and operation concepts. Moscow, Radiotechnics, 2010. 800 p.

4. Testoyedov N. A., Kosenko V. E., Popov V. V., Zvonar V. D., Chebotarev V. E., Yakovlev A. V. *Uspekhi sovremennoy radioelektroniki* (Progress of modern radioelectronics). Moscow, Radiotechnics, 2012, no. 12, p. 111–118.

5. Kozlov A. G. et al. Academician Mikhail Fedorovitch Reshetnev. Science and Production Association of Applied Mechanics. Zheleznogorsk, 2006. 334 p.

6. Skubko R. A., Mordvinov B. G. Satellite at the helm. Leningrad, Shipbuilding, 1989. 208 pp.

7. Balashov A. I., Zubarev Y. G., Pchelyakov L. S. et al. International space radio-technical system of seafarers in distress. Moscow, Radio and communication, 1987. 376 p.

8. Kosenko V. E., Cheremisin V. F., Chebotarev V. E. et al. *Geodeziya i kartografiya* (Geodesy and mapping), 1993, no. 12. p. 21–23.

© Тестоедов Н. А., Косенко В. Е., Сторожев С. В., Звонарь В. Д., Ермоленко В. И., Чеботарев В. Е., 2013

УДК 629.78

ГЛОНАСС – СТРАТЕГИЧЕСКИЙ РЕСУРС РОССИИ

А. Ю. Данилюк[3], С. Г. Ревнивых[2], Н. А. Тестоедов[4], Г. Г. Ступак[1], Ю. М. Урличич[1]

[1] ОАО «Российские космические системы»
Россия, 111250, Москва, ул. Авиамоторная, 53
[2] Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО ФГУП ЦНИИмаш)
Россия, 141070, Московская область, Королев, ул. Пионерская, 4. E-mail: a-daniluk@mail.ru
[3] ФБУ 4 ЦНИИ Министерства обороны России
Россия, 111091, Московская область, Юбилейный, ул. Тихонравова, д. 29
[4] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

Рассматриваются итоги выполнения Федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система» (2002–2011 гг.), цели и задачи ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 гг.». В новой ФЦП основной приоритет ее использования направлен на массовое внедрение отечественных навигационных технологий на российском и зарубежном рынках навигационных услуг в интересах всех категорий потребителей. Гарантированное предоставление услуг с учетом непрерывно возрастающих требований к ним обеспечивается лидирующей ролью Российской Федерации в области глобальной спутниковой навигации за счет поддержания и развития системы ГЛОНАСС, улучшения ее характеристик, расширения функциональных возможностей, условий и сфер использования, сбалансированностью развития составных частей системы.

Ключевые слова: навигационная система ГЛОНАСС, орбитальная группировка, дифференциальное дополнение.

GLONASS IS THE STRATEGIC RESOURCE OF RUSSIA

A. Yu. Danilyuk[3], S. G. Revnivykh[2], N. A. Testoedov[4], G. G. Stupak[1], Yu. M. Urlichich[1]

[1]JSC «Russian Space Systems»
53 Aviamotornaya str., 111250, Moscow, Russia.
[2]Information and Analysis Center for PNT of the Central Research Institute of Machine Building
4 Pionerskaya str., Korolev, Moskow Region, 141070, Russia.
[3]4th Central Research Institute of Defense Ministry
29 Tikhonravova str., Yubileynyy, Moscow region, 111091, Russia
[4]JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk Region, 662972, Russia

It is considered the final results of the Federal Program “Global Navigation System” (2002–2011), as well as the goals and objectives of the Federal Program “Maintenance, development, and exploitation of the GLONASS system for the period of 2012–2020”. In the new Federal Program the main priority of its application is aimed to the mass native navigation technologies adoption at domestic and foreign markets of navigation services for the good of all categories of users. The service delivery, with the account of continuously growing demands of users, is guaranteed and provided with the leading role of Russian Federation in satellite navigation by means of maintenance, development and performances improvement of the GLONASS system, functional capabilities enhancement, conditions and fields of its application extension, and balanced development of all the system components.

Keywords: the GLONASS navigation system, orbital group, fluxional complement.

На заседании президиума Правительства Российской Федерации 09.02.2012 г. Владимир Владимирович Путин отмечал: «…К концу прошлого года мы сумели развернуть штатную орбитальную группировку: глобальная навигационная система состоялась... это большой, хороший результат. По сути, в мире это вторая такая глобальная система после американской GPS. За последние пять лет точность ГЛОНАСС

улучшена на порядок – с 35 до 2,8 м. У GPS пока чуть-чуть получше, но уже абсолютно сопоставимые параметры…»

Слова руководителя государства фактически подводят итоги напряженной работы больших коллективов специалистов различного профиля за период 2002–2011 годы.

12 октября 2012 года исполнилось 30 лет со дня запуска первого космического аппарата (КА) системы ГЛОНАСС. За эти годы система прошла различные стадии в своем развитии. Динамика состава орбитальной группировки системы ГЛОНАСС представлена на рис. 1. Систему ГЛОНАСС до 2003 г. на орбите представляли спутники «Глонасс», спроектированные и созданные еще в 70–80-х гг. прошлого века. С 2003 г. начаты запуски космических аппаратов системы второго поколения «Глонасс-М» с существенно лучшими, чем у предшественника техническими характеристиками, которые сегодня и составляют основу орбитальной группировки системы. В 2008 г. начат массовый выпуск навигационной аппаратуры потребителей (НАП). 26 февраля 2011 г. в рамках проводимых летно-конструкторских испытаний успешно осуществлен запуск первого космического аппарата третьего поколения с улучшенными характеристиками «Глонасс-К».

В состав системы ГЛОНАСС входят пять основных постоянно совершенствующихся элемента (рис. 2), а именно: космический комплекс; средства фундаментального обеспечения; комплекс функциональных дополнений; система апостериорного высокоточного определения эфемерид и временных поправок; комплекс аппаратуры потребителей навигационной и временной информации.

Система ГЛОНАСС, являясь навигационной системой двойного назначения, обеспечивает решение навигационных и координатно-временных задач в интересах как специальных, так и гражданских потребителей. Федеральная целевая программа на период 2012–2020 гг. служит основой для поддержания, развития и эффективного использования системы ГЛОНАСС.

Совершенствование системы ГЛОНАСС необходимо для удовлетворения возрастающих требований всех групп потребителей и обеспечения ее конкурентоспособности. При этом работы по развитию системы ГЛОНАСС целесообразно проводить с учетом мировых тенденций развития глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), основными направлениями которых являются:

– исследование перспективных методов и технологий повышения точности навигации в абсолютном режиме до субметрового уровня;

– исследование прецизионной дифференциальной навигации;

– разработка методов и технологий для обеспечения навигации в сложных условиях;

– расширение зоны функционирования;

– комплексирование спутниковых и других методов (технологий) навигации;

– интегрирование навигационных и связных технологий на системном и потребительском уровнях, в том числе, использование межспутниковых навигационно-связных линий в различных диапазонах.

Целью поддержания и развития системы ГЛОНАСС является доведение характеристик ГЛОНАСС до конкурентоспособного уровня и обеспечение их стабильности, а также дальнейшее улучшение характеристик ГЛОНАСС, развитие ее орбитальной группировки, расширение областей применения, обеспечение использования системы ГЛОНАСС как на территории Российской Федерации, так и за рубежом.

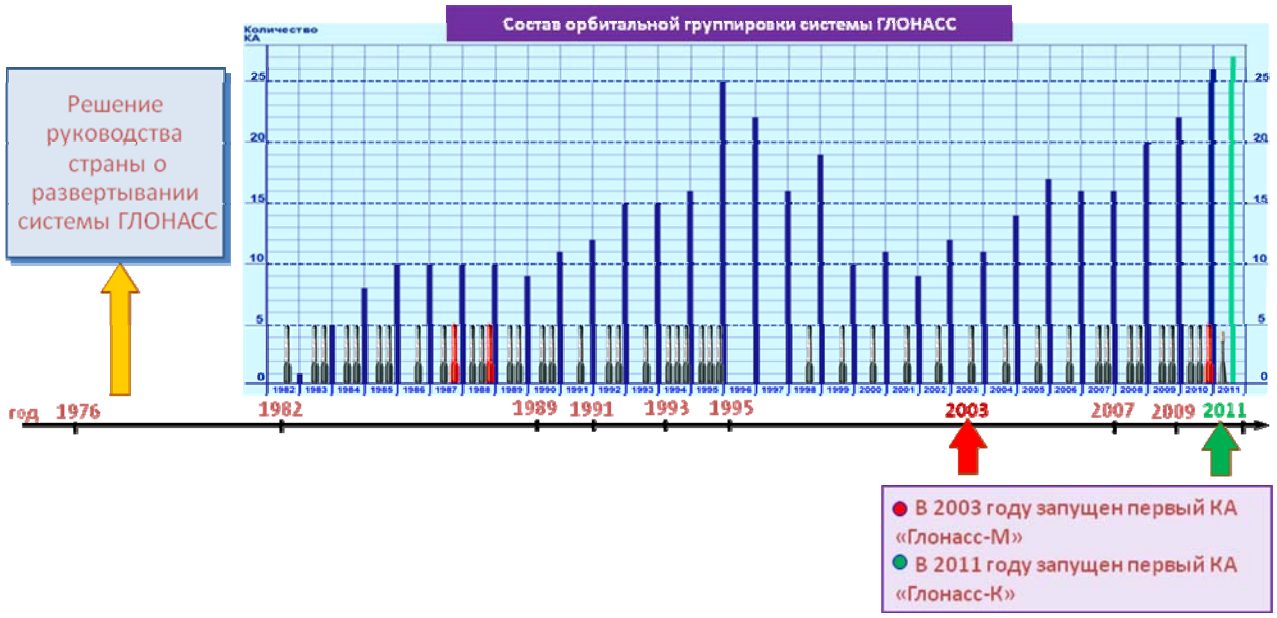


Рис. 1. Состав орбитальной группировки системы ГЛОНАСС

Рис. 2. Состав системы ГЛОНАСС

Кроме того, стратегия развития системы ГЛОНАСС связана с дополнительным решением следующих основных задач:

– сертификацией системы ГЛОНАСС;

– развитием функциональных дополнений;

– развитием средств фундаментального обеспечения;

– обеспечением совместимости и взаимодополняемости ГНСС;

– созданием опережающего научно-технического задела для развития ГЛОНАСС;

– расширением функциональных возможностей ГЛОНАСС (навигация, связь, дистанционное зондирование Земли), использованием «интеллектуального» ресурса орбитального построения;

– разработкой технологий и средств навигации для освоения дальнего космоса (Луны и других планет Солнечной системы);

– разработкой новых принципов построения систем навигации.

Улучшение характеристик системы ГЛОНАСС связано:

– с вводом перспективных КА, завершением модернизации и вводом в эксплуатацию наземного комплекса управления (НКУ) системы ГЛОНАСС, что обеспечит повышение точности навигационно-временных определений;

– реализацией технологии сокращения периодичности «обновления» эфемеридно-временной информации на КА системы ГЛОНАСС (до 8 часов – НКУ, до 1–2 часов – бортовая аппаратура межспутниковых измерений (БАМИ), межспутниковая лазерная навигационно-связная система (МЛНСС). Указанное направление также позволит повысить точности навигационно-временных определений;

– завершением испытаний и вводом в эксплуатацию космического сегмента системы дифференциального контроля и мониторинга (СДКМ) на базе КА «Луч-5А» и «Луч-5Б», обеспечивающих не только повышение точности навигационно-временных определений, но и контроль целостности системы;

– внедрением сигнала L3OC с кодовым разделением на КА «Глонасс-М», обеспечивающего повышение помехозащищенности и точности навигационно-временных определений;

– эфемеридно временным обеспечением более 24 КА (до 30 КА) средствами модернизированного НКУ системы ГЛОНАСС, повышающего эффективное использование КА орбитального резерва;

– модернизацией орбитального построения системы ГЛОНАСС и альманаха системы, обеспечивающих эффективное использование по целевому назначению более 24 КА, связанного с повышением точности навигационно-временных определений, доступности в условиях городской застройки, эффективным обеспечением летно-конструкторских испытаний новых КА;

– развертыванием сети измерительных средств за рубежом, улучшающих возможности и характеристики наземного комплекса управления и системы дифференциальной коррекции и мониторинга.

Критически важными элементами для создания перспективной системы ГЛОНАСС, использующей не менее 24-х космических аппаратов (в ближайшей перспективе до 30-ти КА) по целевому назначению, являются способ построения орбитальной группировки (ОГ), структура и состав альманаха системы, определяющие целевые возможности ГНСС, а также элементов космического комплекса, комплекса функциональных дополнений (КФД) и комплексов средств

навигационной аппаратуры потребителей, учитывающие «внесенные» дополнительные возможности при модификации отдельных ее составных частей.

Обоснование и разработка предложений по указанным элементам имеет первостепенное значение. Для внедрения концепции модернизации глобальной навигационной спутниковой системы в жизнь необходимо соответственно реализовать решение следующих задач:

1) осуществить модернизацию альманаха системы для сигналов с частотным разделением:

– разработать и согласовать модифицированный альманах системы;

– экспериментально проверить корректность применения модифицированного альманаха системы;

– разработать, согласовать и выпустить соответствующий модифицированный интерфейсный контрольный документ (ИКД);

2) доработать (модернизировать) систему ГЛОНАСС:

– космический комплекс (наземного и бортового комплексов управления, бортовую специальную аппаратуру);

– комплекс функциональных дополнений (систему дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), региональные и локальные дифференциальные системы и др.);

– систему высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП);

– комплексы средств навигационной аппаратуры потребителей;

3) модернизировать орбитальное построение системы ГЛОНАСС:

– разработать и исследовать оптимальные (рациональные) варианты состава, структуры и характеристик группировки навигационных космических аппаратов;

– осуществить корректировку тактико-технических требований к глобальной навигационной спутниковой системе, выпустить интерфейсный контрольный документ;

– доработать (модернизировать) соответствующие элементы системы ГЛОНАСС и корректировку специальной и эксплуатационной документации в соответствии с изменениями орбитальной группировки системы.

Общие данные по структурам орбитального построения существующих и перспективных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) приведены в табл. 1.

Достоинствами жесткой структуры орбитального построения спутниковых навигационных систем являются:

– удобство формирования и поддержания орбитальной структуры;

– обеспечение эквивалентного уровня возмущений, обусловленных действием гравитационного поля Земли, как наиболее значимого для движения КА (одинакового для всех КА) орбитальной группировки (ОГ);

– уход от гравитационного резонанса, который обеспечивает более благоприятные условия эфемеридного обеспечения при региональных схемах наземного комплекса управления (НКУ).

По этим причинам космическим аппаратам системы ГЛОНАСС целесообразно оставаться в «жестких» структурах орбитального построения.

Лучшая орбитальная структура системы ГЛОНАСС (по сравнению с системой GPS), удобная к формированию и поддержанию орбитальной структуры, не чувствительная к гравитационному резонансу на орбите, тем не менее требует своего дальнейшего совершенствования.

Мировой тенденцией развития глобальных навигационных спутниковых систем является увеличение количества навигационных КА в составе ОГ свыше минимально необходимого (штатного) при условии их оптимального (рационального) размещения.

Использование по целевому назначению более 24 КА системы ГЛОНАСС связано с преодолением ряда проблем, представленных в табл. 2.

Интегральное рассмотрение требований к современным навигационным системам и тщательный анализ мировых тенденций развития ГНСС показывает, что модернизацию орбитальной группировки системы ГЛОНАСС целесообразно проводить с целью:

1. Повышения точности (уменьшение геометрического фактора) и доступности навигационных услуг за счет увеличения общего количества КА и рационального их размещения в ОГ системы.

2. Обеспечения конкурентоспособности ГЛОНАСС глобально и на территории Российской Федерации.

3. Эффективного использования КА орбитального резерва на начальном этапе.

4. Эффективного проведения летных испытаний КА новых поколений (без нарушения штатного функционирования системы).

Таблица 1

Структура орбитального построения глобальных навигационных спутниковых систем

ГНСС	Количество орбитальных плоскостей	Количество КА в ОГ (номинальное /фактическое)	Структура орбитального построения	Наличие орбитального резерва
ГЛОНАСС	3	24/31	жесткая	есть
GPS	6	24/30	условно-произвольная	нет
GALILEO	3	27/4	жесткая	есть
COMPASS	3	27/4	жесткая	нет

Таблица 2

Использование по целевому назначению более 24 КА системы ГЛОНАСС

Проблемные вопросы (препятствия)	Направления разрешения (преодоление)
Излучения навигационных сигналов с частотным разделением *(ограничение количества литерных частот)*	Использование всех «разрешенных» литерных частот и реализация дополнительных навигационных сигналов с кодовым разделением
Существующий альманах системы позволяет использовать по целевому назначению не более 24 КА	Модификация существующего альманаха сигналов с частотным разделением, разработка «нового» альманаха сигналов с кодовым разделением
Жесткая структура орбитального построения КА системы ГЛОНАСС (штатно 24 КА в трех плоскостях в однозначно определенных системных точках)	Модернизация орбитальной группировки системы ГЛОНАСС

Рассмотрение ГЛОНАСС с точки зрения теории систем позволяет отнести ее к классу больших систем с соответствующим описанием, признаками, этапами создания, эксплуатации (функционирования) и развития. В этой связи и с учетом целей совершенствования могут быть сформулированы основные принципы модернизации орбитальной группировки (ОГ) системы ГЛОНАСС, а именно:

1. Эволюционного развития ОГ системы ГЛОНАСС и преемственности существующими потребителями. Указанный принцип предполагает сохранение существующей структуры ОГ и использование ее как базовой, в том числе для обеспечения функционирования существующего парка НАП специального и массового назначения.

2. Открытой перспективы: приведения ОГ системы ГЛОНАСС к открытой и незамкнутой структуре. Принцип предполагает обеспечение эффективного применения по целевому назначению «произвольного» количества КА, в том числе проведения летных испытаний.

3. Антиподности размещения КА в плоскостях. Таким образом, осуществляется обеспечение оптимального использования ограниченного ресурса литерных частот, всего 15 (–7...+7).

4. Устойчивости структуры ОГ расширенного состава в течение срока активного существования КА (~10 лет). Указанным принципом достигается минимизация затрат рабочего тела и соответствующих запасов характеристической скорости на построение и поддержание структуры ОГ

1. Минимизации сроков и затрат на модернизацию ОГ системы ГЛОНАСС, а также возможных рисков при модернизации.

2. Повышение (не снижение) эффективности функционирования систем, базирующихся на КА ГЛОНАСС (КОСПАС-САРСАТ, Лира и др.).

Основные направления развития системы ГЛОНАСС предполагают гармоничное скоординированное развитие всех ее составных частей, а именно: космического комплекса, средств фундаментального обеспечения, комплекса функциональных дополнений, системы апостериорного высокоточного определения эфемерид и временных поправок, а также комплекса аппаратуры потребителей навигационной и временной информации. Направления совершенствования должны быть в русле мировых тенденций создания и развития спутниковых навигационных систем. К таким тенденциям в настоящее время, прежде всего, следует отнести стремление синергетического объединения всех элементов глобальных и региональных спутниковых систем, их функциональных дополнений, а также ассистирующих систем с целью гарантированного предоставления высококачественных навигационных услуг.

Главными побудителями развития системы ГЛОНАСС являются постоянно возрастающие требования широкого круга специальных и гражданских потребителей к качеству навигационно-временного обеспечения, а также необходимость сохранения за Россией лидирующих позиций в области спутниковой навигации. С другой стороны, развитие ГЛОНАСС порождает новые возможности, трансформирующиеся в новые технологии и услуги, которые, в свою очередь, ассоциируют у пользователей новые потребности (рис. 3). Такие связи обуславливают непрерывность и цикличность развития ГЛОНАСС.

Спутниковая навигация является технологической основой многих разрабатываемых интеллектуальных систем.

На международном уровне создается Международная аэрокосмическая система глобального мониторинга (проект «МАКСМ»). К настоящему времени заключено более 80 соглашений о сотрудничестве с различными организациями в 36 странах мира.

На федеральном уровне идет создание проектов системы экстренного реагирования при авариях «ЭРА-ГЛОНАСС». По данным Европейского совета безопасности дорожного движения (ETSC) Россия занимает первое место в списке стран, где участников дорожного движения подстерегают наибольшие опасности. Так, по статистике в нашей стране от 26 до 35 тыс. человек в год погибает при ДТП, 76 % из них – доля лиц трудоспособного возраста из числа погибших; 476 млрд руб. (2,6 % ВВП) – ущерб в результате ДТП; 56 % пострадавших в ДТП умирает до прибытия в лечебные учреждения.

Рис. 3. Непрерывное и циклическое развитие системы ГЛОНАСС

Поэтому создание системы экстренного реагирования при авариях «ЭРА ГЛОНАСС» на базе многофункциональных приемных устройств отечественного производства, развитие рынка услуг ГЛОНАСС играет огромную роль.

Другой важный проект федерального уровня – проект «Социальный ГЛОНАСС», целью которого является повышение качества жизни инвалидов на основе использования новейших навигационных и информационных технологий. Ведь реальные данные показывают, что:

– количество инвалидов в России к 2015 г. превысит 15 млн человек;

– по данным на 2011 г. количество инвалидов в Москве составляет 1,3 млн человек, из них 26 тыс. – дети, более 60 тыс. инвалидов не выходят из дома;

– по данным всероссийского центра изучения общественного мнения 87 % россиян убеждены в несправедливости по отношению к инвалидам.

Далеко не полный перечень проектов рассматриваемого уровня дополняют проекты специализированной навигационно-информационной системы, обеспечивающей сохранность документов в период избирательных кампаний; Федеральной системы мониторинга критически важных объектов и (или) потенциально опасных объектов инфраструктуры Российской Федерации и опасных грузов; государственной автоматизированной системы мониторинга инфраструктуры и ресурсов Российской Федерации (проект ГАС «МИР»); системы целевой подготовки и повышения квалификации специалистов по спутниковой навигации и другие.

На региональном и муниципальном уровнях разрабатываются и внедряются типовые базовые элементы (для тиражирования в регионах) интеллектуальной транспортной системы; системы высокоточного мониторинга смещений инженерных сооружений с использованием технологий ГЛОНАСС/GPS; системы мониторинга рыбопромысловых судов; системы высокоточного спутникового позиционирования; системы управления пространственными данными; системы мониторинга дорожно-транспортной инфраструктуры; мобильной платформы высокоточных измерений.

Объективными предпосылками для международного сотрудничества в области ГНСС является совместимость и взаимодополняемость ГНСС, интеграция наземной инфраструктуры функциональных дополнений, внедрение российских технологий и оборудования за рубежом, обеспечение совместимости функциональных дополнений, координация выпуска многосистемной аппаратуры, участие в организации и проведении международных мероприятий по спутниковой навигации.

Анализ текущего состояния и перспектив развития глобальной навигационной спутниковой системы показывает, что развитие системы ГЛОНАСС – приоритетное направление в политике Правительства Российской Федерации. Федеральная целевая программа «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 гг.», утвержденная Постановлением Правительства Российской Федерации № 189 от 3 марта 2012 г., открывает новые возможности дальнейшего совершенствования системы.

Библиографические ссылки

1. Ступак Г. Г. Состояние и основные направления развития системы ГЛОНАСС // Системный анализ, управление и навигация : тр. 17 Междунар. науч. конф. Крым, Евпатория. 1–8 июля 2012 г. С. 11–14.

2. Урличич Ю. М., Меньшиков В. А., Перминов А. Н. Глобальные проблемы человечества и космос : монография. М. : МАКД., 2010. 570 с.

3. Ракетно-космическое приборостроение и информационные технологии. 2009–2010 // Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий : тр. II Всерос. науч.-техн. конф., посвященной 100-летию со дня рождения М. С. Рязанского. 2–4 июня 2009 г. / под ред. Ю. М. Урличича, А. А. Романова. М. : Радиотехника, 2010. 272 с.

4. Ступак Г. Г., Шмулевич М. М. ГЛОНАСС – непрерывно развивающаяся система // VI конф. по уязвимости ГНСС и возможным решениям : тез. доклада. г. Башка, Хорватия. 2012.

5. Ревнивых С. Г. ГЛОНАСС : достижения, перспективы и проблемы развития. // Мир измерений. 2012. № 4 (134). С. 4–11.

References

1. Stupak G. G. *Trudy 17 Mezhdunar. nauch. konf. "Sistemnyy analiz, upravleniye i navigatsiya"* (Proceedings of the "The System Analysis, Management, and Navigation" 17-th International Science Conference). Yevpatoria, Crimea. 1–8 July 2012, p. 11–14.

2. Urlichich Y. M., Menshikov V. A., Perminov A. N. *Globalnyye problemy chelovechestva i kosmos* (The mankind global problem and the outer space). Monograph. Moscow, MAKD, 2010, 570 p.

3. *Trudy II Vseros. nauch.-tekhn. konf., posvyashchennoy 100-letiyu so dnya rozhdeniya M. S. Ryazanskogo "Aktual'nyye problemy raketno-kosmicheskogo priborostroyeniya i informatsionnykh tekhnologiy"* (Proceedings of the "Actual problems of the Space-Rocket Instrument Engineering and Information Technologies" II All-Russian Science and Research Conference devoted to the 100-year anniversary of M.S. Ryasansky), 2–4 June 2009, under the editorship of Urlichich Y. M., Romanov A. A. Moscow : Radiotechnocs, 2010. 272 pp.

4. Stupak G. G., Shmulevitch M. M. The GLONASS as the continuously developing system [GLONASS – nepreryvno razvivayushchayasya sistema]. *6 konf. po uyazvimosti GNSS i vozmozhnym resheniyam : tez. Doklada* (6-th Conference devoted to GNSS vulnerability and possible decisions). Theses of Mr. Bashka, Croatia. 2012.

5. Revnivykh S. G. *Mir izmereniy*. 2012, no. 4 (134), pp. 4–11.

© Данилюк А. Ю., Ревнивых С. Г., Тестоедов Н. А., Ступак Г. Г., Урличич Ю. М., 2013

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ГНСС ГЛОНАСС ДО 2020 ГОДА И ДАЛЕЕ С УЧЕТОМ ДОВЕДЕНИЯ ЕЕ СОСТАВА К 2020 ГОДУ ДО 30 КА

Г. Г. Ступак[1], С. Г. Ревнивых[2], Е. И. Игнатович[2], В. В. Куршин[1], В. В. Бетанов[1], С. С. Панов[3], Н. З. Бондарев[4], В. Е. Чеботарев[4], Н. Н. Балашова[2], А. И. Сердюков[2], Л. Н. Синцова[2]

[1] ОАО «Российские космические системы»
Россия, 111250, Москва, ул. Авиамоторная, 53
[2]Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО ФГУП ЦНИИмаш)
Россия, 141070, Московская область, Королев, ул. Пионерская, 4
E-mail: evgeniy.ignatovich@glonass-iac.ru
[3] ФБУ 4 ЦНИИ Министерства обороны России
Россия, 111091, Московская область, Юбилейный, ул. Тихонравова, д. 29
[4]ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

Проведен анализ характеристик существующей орбитальной группировки системы ГЛОНАСС и тенденций развития зарубежных глобальных навигационных спутниковых систем, выработаны подходы и требования для разработки модернизированной структуры орбитальной группировки. Проанализированы различные варианты модернизации орбитальной группировки ГЛОНАСС, исследована эволюция и методы ее компенсации для рассматриваемых вариантов орбитальных группировок. Разработаны предварительные предложения по структуре орбитальной группировки системы ГЛОНАСС к 2020 г.

Ключевые слова: система ГЛОНАСС, доступность, орбитальная группировка (ОГ), структура ОГ, устойчивость ОГ.

RESEARCH OF ALTERNATIVE METHODS OF IMPROVEMENT OF STRUCTURE OF ORBITAL GROUP OF GLONASS SYSTEM TILL 2020 AND FURTHER

G. G. Stupak[1], S. G. Revnivykh[2], E. I. Ignatovich[2], V. V. Kurshin[1], V. V. Betanov[1], S. S. Panov[3], N. Z. Bondarev[4], V. E. Chebotarev[4], N. N. Balashova[2], A. I. Serdyukov[2], L. N. Sintsova[2]

[1]JSC «Russian Space Systems»
53 Aviamotornaya str., 111250, Moscow, Russia
[2]Information and Analysis Center for PNT of the Central Research Institute of Machine Building
4 Pionerskaya str., Korolev, Moscow region, 141070, Russia. E-mail: evgeniy.ignatovich@glonass-iac.ru
[3]4th Central Research Institute of Defense Ministry,
Russia, 111091, Moscow region, Yubileynyy, Tikhonravova Street, 29
[4] JSC "Academician M. F. Reshetnev " Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

The authors present the analysis of characteristic features of the existing orbital group of the GLONASS system and foreign global navigation satellite systems development trends, along with the elaborated approaches and standards for the development of the update structure of an orbit group. Different variants of the GLONASS orbital group update are analyzed, evolution and methods of the GLONASS orbital group compensation are investigated for the analyzed variants of the orbit group. Preliminary proposals for the GLONASS orbit group structure of the year 2020 are worked out.

Keywords: the GLONASS system, availability, orbital group (OG), OG structure, OG stability.

Высокая актуальность вопроса модернизации ОГ ГЛОНАСС определяется необходимостью обеспечения на конкурентоспособном уровне характеристик точности, доступности и устойчивости радионавигационного поля (РНП), создаваемого глобальной навигационной спутниковой системой (ГНСС) ГЛОНАСС, и существенным вкладом в эти характеристики структуры ОГ.

Исследования направлений модернизации орбитальной группировки системы ГЛОНАСС необходимо проводить с учетом прогнозных характеристик зарубежных навигационных спутниковых систем, которые в последнее время интенсивно развиваются. На настоящий момент полностью функционируют две глобальные навигационные спутниковые системы ГЛОНАСС и GPS, 27 декабря 2012 г. введена в коммерческую эксплуатацию китайская система Compass, в составе которой уже находится по 5 КА на СВО и ГСНО и 6 КА на ГСО, запущены первые четыре навигационных спутника системы Galileo. В результате как минимум к 2020 г. будут функционировать четыре полностью развернутые среднеорбитальные глобальные (ГНСС) и две региональные навигационные спутниковые системы (РНСС) с общим количеством навигационных спутников более 130 и общим числом навигационных сигналов порядка 35, из которых около 25 будут доступны гражданскому потребителю.

Такая ситуация определяет необходимость для системы ГЛОНАСС с одной стороны решать задачу по выдерживанию жесткой конкуренции с другими ГНСС в части навигационного обеспечения различных потребителей, а с другой – задачу по интеграции с ними на уровне потребительской аппаратуры.

Эффективное решение обеих задач обеспечивает на высоком уровне навигационную независимость, безопасность страны и координатно-временное обеспечение с использованием ГЛОНАСС во всем мире для широкого круга потребителей. Для решения и первой и второй задачи отечественная система должна иметь тактико-технические характеристики по точности, доступности и устойчивости РНП как минимум на одном уровне с GPS, причем достигнуть их необходимо в самое ближайшее время, иначе «навигационную нишу» ГЛОНАСС займут другие быстро развивающиеся навигационные системы [1].

Для обеспечения конкурентоспособных ТТХ ГЛОНАСС новая архитектура системы и ее составные части к 2020 г. и в дальнейшей перспективе должны сбалансировано развиваться на высоком конкурентоспособном уровне с учетом перспективных требований потребителей и мировых тенденций в развитии технологий спутниковой навигации. В связи с этим, должны быть разработаны составные части системы ГЛОНАСС на новом конкурентоспособном научно-техническом уровне, в том числе – и модернизированная орбитальная группировка системы с увеличенным составом КА на средневысотных орбитах, способствующая повышению доступности, точности и устойчивости навигации потребителей системы ГЛОНАСС.

С целью обоснованного выбора модернизированной структуры ОГ важным направлением исследований является анализ достоинств и недостатков существующей структуры ОГ ГЛОНАСС.

Орбитальное построение существующей ГНСС ГЛОНАСС основано на трех равнонаклонных к экватору плоскостях и равномерным размещением по 8 спутников в каждой плоскости со сдвигом расположения спутников в соседних плоскостях на 15º. Отношение периода орбиты КА ГЛОНАСС к звездным суткам равно $\frac{8}{17}$. Такое построение ОГ ГЛОНАСС обеспечивает изотрассность (единую трассу для всех КА) номинальной ОГ, что уменьшает деградацию структуры ОГ за счет аномалий гравитационного поля Земли, обеспечивая их воздействие на все КА ОГ интегрально как практически одинаковое. Поэтому изотрассность ОГ обеспечивает естественную устойчивость ее параметров, что в достаточной мере сокращает требуемые затраты топлива на КА и упрощает

и удешевляет управление орбитальным положением КА ГЛОНАСС [2; 3].

Однако с другой стороны регулярное геометрическое построение ОГ и соответствующая ему повторяемость характеристик РНП может приводить к появлению в определенные интервалы времени на поверхности Земли устойчивых зон ухудшения точности навигации (так называемых зон «ненаблюдаемости») ГНСС для потребителя.

Полное вырождение решения навигационной задачи по одномоментным измерениям происходит тогда и только тогда, когда все используемые навигационные КА лежат на поверхности кругового конуса с вершиной в точке положения потребителя. При этом ранг матрицы $F = (WW^{\mathrm{T}})$ вторых моментов ошибок определения параметров позиционирования по результатам измерений псевдодальностей в этом случае равен 3. Для реальных ОГ ГНСС такие ситуации могут возникать не в чистом виде, а с небольшими отклонениями, при которых имеет место не вырожденность (потеря «наблюдаемости»), а существенное ухудшение точности навигации.

Основные результаты исследований зон ухудшения точности навигационных определений по системе ГЛОНАСС состоят в следующем.

1. Навигационному полю ГНСС ГЛОНАСС при существующей номинальной ОГ присуще наличие зон ухудшения качества навигации (увеличение геометрических факторов VDOP и PDOP в 20–100 раз) потребителей, расположенных в интервале широт: $\varphi \approx \pm(25–28°)$.

2. Продолжительность зон для ограничений видимости по углу места 5° достигает 10 минут с максимальными размерами: 5° по долготе и 3° по широте; в центральных точках зон величина PDOP равна 50, а локальная суточная доступность навигации (по условию PDOP<6) составляет 0,983.

3. Выход из строя одного, двух и более спутников, увеличение ограничивающего угла места могут привести к существенному увеличению размеров и продолжительности зон ухудшения навигации, увеличению вертикального геометрического фактора и снижению локальной доступности в этих зонах.

Кроме этого, недостаточный состав ОГ ГЛОНАСС и меньшая чем у других ГНСС высота орбит приводит в целом к ухудшенным характеристикам ГЛОНАСС по сравнению с характеристиками зарубежных ГНСС за исключением приполярных областей земной поверхности. Резюмируя сказанное можно сделать следующие выводы относительно характеристик РНП ГЛОНАСС за счет структуры ОГ:

– в широтных поясах выше ± 45° точность/ДОСТУПНОСТЬ навигации за счет ОГ по системе ГЛОНАСС сопоставима с точностью/доступностью системы GPS и Galileo, а в приполярных районах у системы ГЛОНАСС они даже лучше;

– внутри широтного пояса ± 45° точность/ доступность системы ГЛОНАСС уступает системам GPS и Galileo, при этом у ГЛОНАСС имеются зоны существенного временного ухудшения точностных характеристик, которые практически отсутствуют у GPS и Galileo;

– в среднем по территории Земли потенциальная точность системы ГЛОНАСС за счет геометрического фактора (PDOP) на 12…20 % уступает ее уровню для финальных версий ОГ зарубежных ГНСС;

– при больших углах затенения (~ 25°), соответствующих городским и горным условиям, система ГЛОНАСС в 1,5–1,7 раза уступает по глобальной доступности другим ГНСС.

В связи с вышесказанным, для доведения доступности и геометрического фактора системы ГЛОНАСС до конкурентоспособного уровня с зарубежными ГНСС необходима модернизация ее орбитальной группировки, которая заключается в увеличении состава ОГ и выбора ее структуры.

На основе анализа состояния существующей ОГ ГЛОНАСС и планов развития системы в рамках ФЦП, принципиально возможных вариантов модернизации ОГ и перспектив развития зарубежных ГНСС позволяет определить основные требования к модернизации ОГ ГЛОНАСС, реализация которых должна обеспечивать эффективность развития системы и которые состоят в следующем [4]:

1. Обеспечение выполнения показателей ФЦП в период 2012–2025 гг. по составу орбитальной группировки, характеристикам точности и доступности навигации.

2. Обеспечение конкурентоспособного уровня системы ГЛОНАСС по характеристикам точности, доступности и устойчивости навигации, способствование повышению уровня взаимодополняемости ГЛОНАСС с зарубежными ГНСС.

3. Повышение уровня характеристик РНП ГЛОНАСС для существующей навигационной аппаратуры, функционирующей по 24-м КА, за счет эффективного использования дополнительных КА в целях оперативной замены выходящих из строя штатных КА ГЛОНАСС.

4. Построение модернизированной ОГ ГЛОНАСС с учетом планов и ресурсов системы ГЛОНАСС в части реализации запусков новых аппаратов и перспективных возможностей составных частей системы ГЛОНАСС, в том числе НКУ, МСЛ, навигационного кадра, состава частотных литеров (для его минимизации необходимо антиподное расположение КА).

5. Обеспечение возможности проведения летных испытаний КА новых поколений (11Л-12Л, 13Л-14Л), эффективности функционирования систем, базирующихся на КА штатной системы ГЛОНАСС (БИНК, МСЛ, КОСПАР-САРСАТ и др.).

6. Возможная минимизация рисков при создании модернизированной ОГ и финансовых и временных затрат на проведение модернизации.

7. Обеспечение высокого уровня характеристик РНП ГЛОНАСС в период перехода от существующей к модернизированной ОГ.

8. Открытость структуры ОГ к ее совершенствованию после 2020 г. с учетом дальнейшего развития системы.

Принципиально модернизация ОГ возможна на основе трех подходов (и их сочетании):

– реконструкция штатной ОГ (например, поднятие высоты орбиты);

– добавление к штатной ОГ дополнительных орбитальных сегментов;

– создание новой ОГ на дополнительных плоскостях параллельно с существующей.

В целях достижения конкурентоспособных характеристик системой ГЛОНАСС принципиально может быть рассмотрено достаточно большое число вариантов возможных рациональных структур построения орбитальной группировки системы, способствующей обеспечению конкурентоспособного уровня ГЛОНАСС. Поэтому в процессе проводимых ранее исследований направлений развития ОГ ГЛОНАСС, в том числе авторами данной статьи, рассматривался очень широкий круг перспективных орбитальных группировок. В том числе, исследовались варианты существенной модернизации орбитальных параметров штатной ОГ ГЛОНАСС. Например, изотрассная орбитальная группировка из 30 КА, полученная из существующей путем поднятия высоты орбит КА на 200 км с последующим добавлением 6 КА будет обладать характеристиками РНП на уровне ОГ GPS и Galileo [4; 5]. Отметим, что подобная орбитальная группировка может быть создана и без коррекции параметров орбиты функционирующих КА ГЛОНАСС путем ее формирования в дополнительных плоскостях, расположенных между штатными плоскостями системы ГЛОНАСС, но для этого нужна определенная коррекция программы выведения новых КА.

Перечисленные выше требования к модернизации ОГ и существующие ограничения, в том числе минимизация динамических операций при создании модернизированной ОГ; располагаемые планы и ресурсы системы ГЛОНАСС в части реализации запусков новых аппаратов и перспективных возможностей составных частей системы ГЛОНАСС; необходимость оптимизации переходного периода к модернизированной ОГ не позволяют рассматривать многие варианты ОГ в качестве кандидатов при выборе облика перспективной ОГ ГЛОНАСС.

Поэтому основные параметры (величины больших полуосей, наклонений) орбит в модернизированной навигационной системе целесообразно оставить такими же, какие используются в системе ГЛОНАСС в настоящее время. С учетом вышесказанного наиболее целесообразно на данном этапе сохранить существующую структуру ОГ (ГЛОНАСС-24) как базовую, ее наращивать за счет дополнительных орбитальных сегментов с предпочтительным сохранением орбитального периода и изотрассности модернизированной ОГ в целом.

С учетом указанных выше требований первоначально достаточно большое количество вариантов возможных структур построения орбитальной группировки системы ГЛОНАСС с новыми возможностями существенно снижается. Дополнительно необходимо отметить, что модернизация ОГ должна проводиться без революционных скачков, способных свести на нет как достижение целей модернизации, так и полноценное использование системы. С учетом вышесказанного, на окончательном этапе исследований были рассмотрены следующие варианты перспективной ОГ ГЛОНАСС на основе 30 КА [6]:

– ОГ-30А – 6-плоскостная ОГ на базе ОГ ГЛОНАСС-24 с 3-я дополнительными плоскостями, в которых размещено по 2 КА;

– ОГ-30Б – 3-плоскостная ОГ на базе ГЛОНАСС-24, где в каждую плоскость добавлено по 2 антиподных КА;

– ОГ-30 (6плх5) – 6-плоскостная ОГ из 30 КА по 5 равномерно распределенных КА в каждой плоскости, без изменения высоты орбиты;

– ОГ-30 – 3-плоскостная ОГ из 30 КА по 10 равномерно распределенных КА в каждой плоскости без изменения высоты орбиты.

Отметим, что в качестве перечисленных типов ОГ выбраны оптимальные их варианты из множества вариантов, отличающихся друг от друга различным групповым расположением КА вдоль орбиты.

Последние 2 варианта требуют для своей реализации приложения корректирующих импульсов, однако они сохраняют период орбиты и поэтому характеристики перехода к модернизированной ОГ для этих вариантов имеют более устойчивый характер, чем при изменении периода ОГ, хотя определенных рисков при проведении динамических операций это не снимает. Риски определяются тем, что неноминальное срабатывание ДУ даже для одного КА приводит к ОГ с ухудшенными и непостоянными характеристиками РНП. Кроме того, необходимость сдвига штатных слотов приводит к определенному ухудшению характеристик РНП в процессе модернизации. Кроме того, последние 2 варианта из перечисленных ОГ могут служить определенным эталоном при оценке вариантов ОГ-30А и ОГ-30Б.

Для всех перечисленных ОГ были сделаны оценки навигационных характеристик и проведено сравнение по показателям точности (в части геометрического фактора PDOP) и доступности системы ГЛОНАСС, используемым в рамках ФЦП «ГЛОНАСС-2020». Последние 2 критерия отражают доступность навигации при обеспечении повышенной точности навигации и навигации при больших углах затенения, поэтому их логично включить в показатели ФЦП, что и было на первом этапе их формирования.

Результаты сравнения этих характеристик для различных номинальных ОГ из 30 КА (оптимальных их вариантов) с характеристиками штатной ОГ ГЛОНАСС-24 приведены в таблице.

Приведенные данные показывают, что наилучшие характеристики имеют трехплоскостная и шестиплоскостная ОГ с равномерным распределением КА вдоль орбиты.

Навигационные характеристики для ОГ ГЛОНАСС-24 и ОГ из 30 КА

	ГЛОН-24 М/Р	ОГ-30 М/Р	ОГ-30А М/Р	ОГ-30Б М/Р	ОГ-30 (6плх5) М/Р
Доступность по условию PDOP≤6 на открытой Местности с ограничениями по углу места 5º	0.999911	1/1	1/1	1/1	1/1
Среднее значение пространственного геометрического фактора PDOP для угла места 5º	1.94/ 1.74	1.66/ 1.51	1.67/ 1.54	1.72/ 1.56	1.61/ 1.55
Доступность повышенной точности по условию PDOP≤2 на открытой местности с ограничениями по углу места 5º	0.614/ 0.842	0.912/ 0.991	0.875/ 0.978	0.836/ 0.983	0.935/ 0.972
Доступность по условию PDOP≤6 в городской и горной местности с ограничениями по углу места 25º	0.492/ 0.786	0.876/ 0.970	0.703/ 0.902	0.730/ 0.930	0.771/ 963

Однако отличие их характеристик (особенно в части геометрического фактора – 3…4 %) не настолько значительно, чтобы отдавать преимущество орбитальным группировкам, требующим «динамики» при их построении в отличие от орбитальных группировок (ОГ-30А, ОГ-30Б), полностью основанных на штатной ОГ ГЛОНАСС. Кроме того, для этих двух вариантов ОГ с равномерным распределением КА нарушается изотрассность, что, в свою очередь, снижает динамическую устойчивость ОГ.

При этом шестиплоскостная ОГ (ОГ-30А) имеет определенные преимущества по характеристикам РНП перед трехплоскостной (ОГ-30Б) для малых граничных углов места навигации потребителей, но уступает для больших углов. Кроме того, шестиплоскостная ОГ в отличие от трехплоскостной может быть реализована как изотрассная с указанными выше преимуществами, в том числе и при дальнейшем развитии ОГ с числом КА более 30. С учетом указанных выше достоинств ОГ-30А далее проанализируем варианты ее реализации. Как было сказано выше, результаты сравнения различных ОГ приведены для оптимальных их вариантов. Оптимальному варианту для шестиплоскостной ОГ из 30 КА соответствует сочетание штатной ОГ ГЛОНАСС и по 2 КА в каждой дополнительной плоскости, располагаемых в определенных слотах. Однако формировать и поддерживать жесткую структуру ОГ-30А (впрочем, как и ОГ-30Б) практически невозможно из-за располагаемой схемы выведения КА, в составе которой предусмотрено большое число РН «Протон», запускающих по 3 КА «Глонасс».

Поэтому необходимо оценить характеристики для различных вариантов шестиплоскостной ОГ из 30 КА. Структура этих подвариантов ОГ-30А определяется как сочетание штатной ОГ ГЛОНАСС и 6 КА, расположенных как антиподные в 3-х дополнительных плоскостях различным способом. Эти 6 КА могут располагаться по дополнительным плоскостям в следующих сочетаниях: (2, 2, 2), (4, 2, 0), (0, 2, 4), (6, 0, 0). Базовой основой для построения рассматриваемых вариантов ОГ служит 6-и плоскостная изотрассная ОГ их 48 КА, практически представляющая собой удвоенный вариант штатной ОГ ГЛОНАСС.

Отметим, что расположение при 30 КА в ОГ в дополнительных плоскостях неантиподных КА нецелесообразно при требовании максимизации числа КА, излучающих сигналы с частотным разделением (ЧР), так как такое расположение не позволит функционировать на всех 6 дополнительных КА сигналов с частотным разделением при общем числе КА, равном 30.

Как было сказано выше, одной из задач решаемых модернизированной ОГ, является повышение уровня характеристик РНП ГЛОНАСС для существующей навигационной аппаратуры, функционирующей по 24-м КА, за счет эффективного использования дополнительных КА в целях замены (резервирования) выходящих из строя штатных КА ГЛОНАСС. В ближайший период состояния системы целесообразны три варианта резервирования для НАП, функционирующей по 24-м КА:

– вариант, при котором в каждой плоскости ОГ ГЛОНАСС 1-2 активных резервных КА устанавливаются в ближайшей окрестности космических аппаратов, которые согласно прогнозу САС должны наиболее быстро прекратить свое целевое функционирование. В этом случае после отключения этих штатных КА согласно прогнозу САС характеристики РНП будут соответствовать характеристикам ОГ ГЛОНАСС-24 (через промежуток времени, затрачиваемый на закладку нового альманаха при условии проведения по резервным КА регулярного эфемеридно-временного обеспечения). К проблемам реализации этого варианта относятся 2 фактора: необходимость точного знания прогноза САС КА (выход из строя КА не в соответстствии с прогнозом ухудшает характеристики РНП для существующей НАП) и пониженные (по сравнению с нижеуказанным вариантом) характеристики РНП для НАП нового типа, функционирующей по всем КА ОГ;

– вариант, при котором замена выбывших из функционирования штатных КА для НАП, фукционирующей по 24-м КА, являются дополнительные 6 КА в составе модернизированной ОГ;

– вариант, при котором, в каждой плоскости устанавливается несколько КА, например по 2 полярно расположенных КА, без учета САС (случайным образом); такой вариант неэффективен для НАП функцио-

нирующей как по 24-м, так и по 30-ти КА с точки зрения параметров РНП.

Реализация второго варианта как раз и является одной из двух основных задач, решаемых модернизированной ОГ ГЛОНАСС. Первой является обеспечение функционирования НАП по расширенной ОГ при условии модернизации элементов космического сегмента и навигационной аппаратуры. Решение второй задачи осуществляется параллельно с первой и ее назначением является функционирование НАП существующего типа на основе практически постоянного поддержания для этой НАП ОГ в составе 24-х КА. Суть этого заключается в том, что при выходе из строя от 1 до 6 навигационных КА «старой ОГ» такое же число «новых» КА переводится в режим передачи сигналов и информации в навигационном кадре. Т. е. количество КА, доступных существующей НАП, остается равным 24. При этом, разумеется, условия навигации незначительно ухудшаются из-за изменения общей конфигурации ОГ из 24 КА. Степень такого ухудшения для ОГ-30А или ОГ-30Б при выбывании 1–2 КА, как будет показано чуть ниже, вполне удовлетворительная.

Моделирование процесса резервирования проводилось следующим образом: космические аппараты в количестве «К», случайным образом исключаются из штатной ОГ, и столько же КА включаются в ЦН из 6-ти дополнительных КА. Выборки реализуются случайным образом на основе равномерного распределения. Имитационное моделирование позволяет найти наилучшие, наихудшие и средние характеристики РНП при включении резерва из ОГ 30А и 30Б. Число вариантов перебора было выбрано на основе проведенных оценок равным 100…200 в зависимости от значений «К». При этом штатные и дополнительные КА выбираются случайным образом.

Параметры РНП при замещения штатных КА, выбывших из целевого назначения (ЦН), дополнительными КА представлены на рис. 1, 2.

Выводы по резервированию штатной ОГ ГЛОНАСС на основе дополнительных 6 КА в структуре ОГ:

1. При выбывании от 1 до 6 штатных КА из ОГ и замещении их дополнительными КА из ОГ 30А и 30Б параметры РНП, в основном, ухудшаются с увеличением числа замещаемых КА.

2. Имеет место более высокая эффективность такого метода резервирования по сравнению с орбитальным резервированием, когда в каждой плоскости находятся по 2 антиподных КА, расположенных случайным образом.

3. Вариант, при котором в каждой плоскости ОГ по 2 КА устанавливаются в горячем резерве в ближайшей окрестности космических аппаратов, которые согласно прогнозу САС должны наиболее быстро прекратить свое целевое функционирование, может оказаться более эффективным, чем рассматриваемые, так как для него после выбывания штатного КА характеристики РНП будут соответствовать ОГ ГЛОНАСС-24 при соответствии прогноза САС процессу выбывания. Однако этот вариант будет существенно уступать по характеристикам ОГ из 30 КА, что особенно важно для перспективной НАП, функционирующей по 30 КА и более.

Оба варианта ОГ (30А и 30Б) обеспечивают практически 100 %-ю (в среднем 99,5 %) доступность навигации для при выбывании 2-х КА из штатной ОГ и их замене дополнительными КА. Сравнение ОГ 30А и 30Б, как основы для резервирования при ограничениях на работу с НАП только 24 аппаратами, показывает небольшое преимущество ОГ-30А.

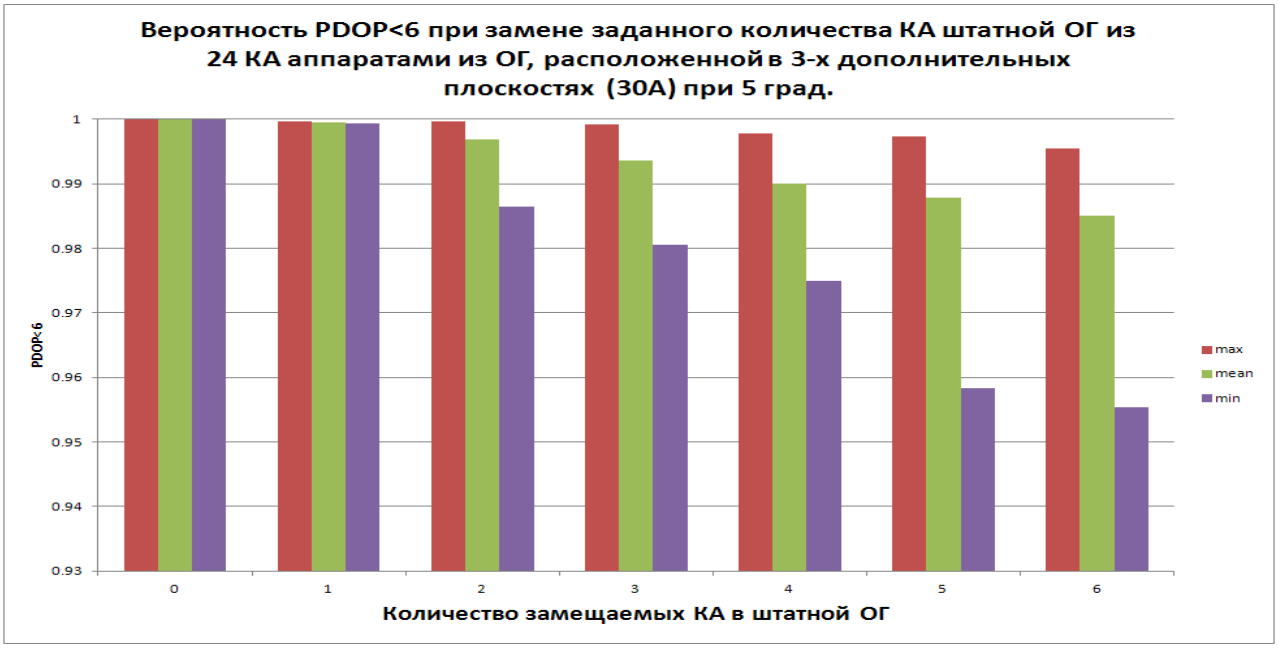


Рис. 1. Доступность PDOP<6 для ОГ 30А при формировании ОГ из 24 КА с учетом дополнительных КА (угол места 5º)

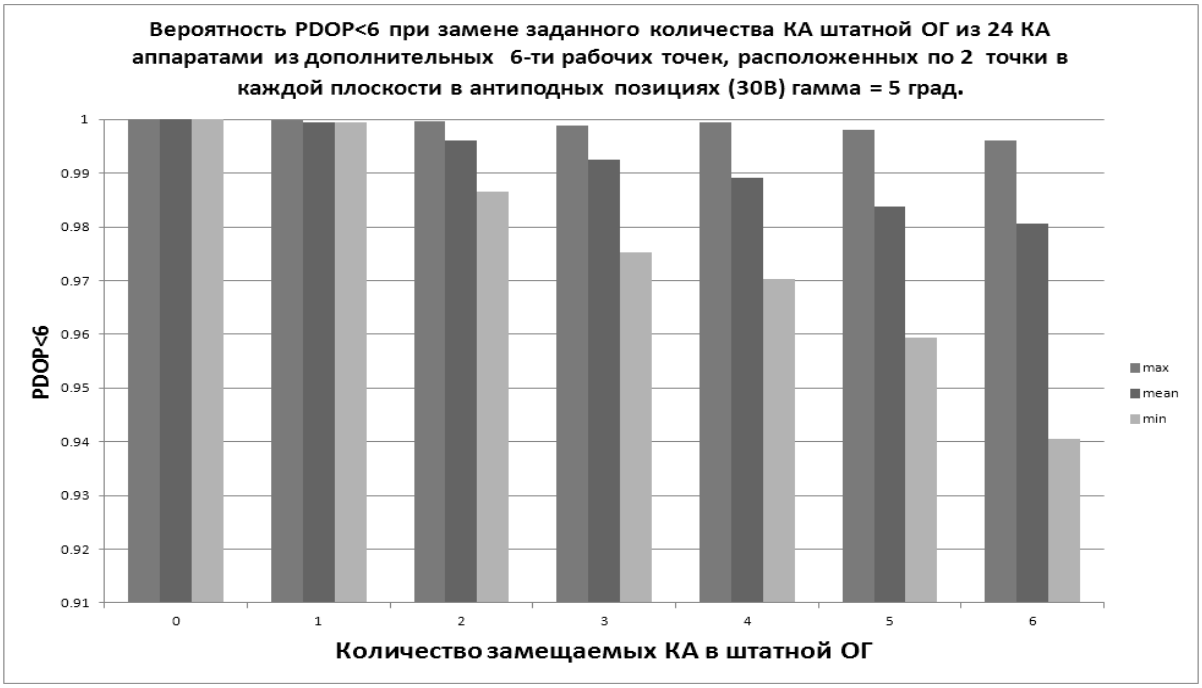


Рис. 2. Доступность PDOP < 6 для ОГ 30Б при формировании ОГ из 24 КА с учетом дополнительных КА (угол места 5º)

Одним из основных требований к модернизированной ОГ является устойчивость параметров ОГ, и как следствие отсутствие необходимости проведения корректирующих импульсов, что существенно упростит процесс управления КА ГЛОНАСС, а значит, снизит нагрузку на НКУ и упростит конструкцию КА. Ниже приводятся оценки эволюции ОГ ГЛОНАСС для вариантов ОГ-30, ОГ-30А, ОГ 30Б.

Нарушение устойчивости ОГ определяется следующими факторами:

– изменением относительного положения КА в одной орбитальной плоскости;

– фазовом расхождением КА из различных плоскостей (групповые сдвиги КА в плоскостях);

– изменением ориентации каждой плоскости относительно других за счет изменения наклонений и относительных значений прямого восхождения восходящего узла.

Деградация ОГ происходит под воздействием притяжения Земли, Солнца, Луны, солнечного давления и ошибок выведения спутника в рабочую точку. При этом возмущающие силы действуют на КА ОГ различным образом в зависимости от начальных условий, а именно:

– возмущения орбит КА от гравитационного поля Земли зависят от географической долготы восходящего узла и приводят к изменению расстояний между КА внутри плоскостей;

– возмущения орбит КА от гравитационных полей Луны и Солнца зависят от прямого восхождения восходящего узла орбит и приводят к изменению наклонений, разностей между прямыми восхождениями восходящих узлов орбит КА из разных плоскостей и к фазированию КА из разных плоскостей по аргументу широты. При этом сдвиг КА вдоль орбиты по аргументу широты дополнительно зависит от начальной даты и одинаков для всех КА одной плоскости.

Для орбит КА типа ГЛОНАСС-24 изменение внутриплоскостного расстояния между двумя КА по аргументу широты u имеет характер, близкий к линейному и за 10 лет полета не превышает:

– для ОГ ГЛОНАСС-24 и ОГ-30А – 1…2º относительно номинального значения 45° (в этом случае сказывается изотрассность ОГ);

– для ОГ-30 (ОГ с равномерным распределением КА) – 2…4° относительно номинального значения 36° (в 2 раза больше предыдущих значений из-за отсутствия изотрассности);

– для ОГ-30Б – 5…6° относительно расстояния в 22.5° между «антиподным» и соседними КА, что в 3…5 раз выше эволюции для номинальных КА, равной 1…2º.

Таким образом, проведенные расчеты показывают, что все перечисленные орбитальные группировк и с номинальными параметрами КА ГЛОНАСС достаточно устойчивы к эволюции структуры ОГ в течение 5…10 лет. Изменения этих характеристик не превышают 5…6 %. Более того, часть уходов орбитальных параметров от номинальных значений могут быть скомпенсированы путем специального подбора начальных условий при установке навигационного КА в рабочую точку.

Предложения по совершенствованию структуры орбитальной группировки ГНСС ГЛОНАСС на период 2016–2020 гг.

1. Исходя из тенденций развития ГНСС и различных вариантов модернизации ОГ ГЛОНАСС следует, что в целях обеспечения показателей ФЦП и конку-

рентоспособности системы необходимо увеличение до 2020 г. численного состава ОГ системы ГЛОНАСС до 30 КА и более. Для обеспечения практически стопроцентного уровня навигации на территории РФ, включая навигацию в горных условиях и мегаполисах (при угле места > 25°), и конкурентоспособного уровня навигации на территории всей Земли целесообразно доведение численного состава ОГ после 2020 г. до 33–36 КА, либо создание дополнительного орбитального сегмента на геосинхронных орбитах.

2. Существенное влияние на характеристики РНП кроме состава КА оказывает структура ОГ. Проведенный анализ вариантов модернизации ОГ системы ГЛОНАСС, связанных с доведением числа КА до 30, показал, что в существующих условиях с точки зрения характеристик РНП лучшим вариантом является переход на трехплоскостную изотрассную ОГ (по 10 равномерно расположенных в орбитальной плоскости навигационных аппаратов с повышением высоты на 200 км). Однако переход к такой ОГ связан с существенными техническими рисками, так как требует перемещения всех КА и повышения высоты их орбит, либо модернизации программы запусков КА. Похожая ситуация имеет место и для вариантов трехплоскостной и шестиплоскостной ОГ с равномерно распределенными по плоскостям КА, имеющими основные параметры (высота, наклонение) как у штатной ОГ ГЛОНАСС и отсутствие изотрассности.

3. Рассмотренные варианты орбитальных группировок ОГ-30А или ОГ-30Б, немного уступая указанным вариантам по навигационным характеристикам используют в качестве основы штатную ОГ ГЛОНАСС и удовлетворяют основным требованиям к модернизации ОГ ГЛОНАСС. При этом более предпочтительным является вариант (ОГ – 30А) перехода к шестиплоскостной ОГ, который обеспечит следующие возможности:

– обеспечение устойчивости РНП при использовании существующей НАП (функционирующей по 24-м КА ГЛОНАСС) на основе стратегии оперативного переключения режимов функционирования части дополнительных КА в случае выхода из строя до 6-ти КА штатной ОГ из 24 КА;

– конкурентоспособный уровень навигации для перспективной НАП, функционирующей по расширенной ОГ из 30 КА;

– изотрассность орбит и как следствие более высокая по сравнению с неизотрассными вариантами устойчивость орбитальных параметров и параметров РНП на протяжении всего САС без использования корректирующих импульсов;

– открытость ОГ данного типа к дальнейшему (более 30 КА) эффективному развитию ОГ, пределом которого является достижение состава из 48 КА в виде удвоенной существующей ОГ ГЛОНАСС.

Для обеспечения функционирования перспективной орбитальной группировки в составе 30 и возможно более КА необходимо обеспечить решение вопросов по модернизации других элементов системы ГЛОНАСС, в том числе:

– модернизировать существующий навигационный кадр в диапазоне L1 сигналов с частотным разделением для передачи в составе альманаха данных о не менее чем 30-ти КА, которые к 2020 г. будут входить в систему ГЛОНАСС;

– разработать новые навигационные кадры для сигналов с кодовым разделением, практически не имеющие ограничения на число КА в орбитальной группировке, а так же позволяющие снизить методическую погрешность расчета эфемеридно-временной информации (как следствие, расчета псевдодальности) до уровня единиц сантиметров;

– модернизировать наземный комплекс управления с целью управления и эфемеридно-временного обеспечения всех КА расширенной орбитальной группировки;

– модернизировать БАМИ и бортовой комплекс управления в части модернизации циклограммы взаимодействия КА, повышения частоты (до 1 часа) перезакладки альманахов, необходимой для оперативной замены выбывших КА резервными из состава дополнительных КА модернизированной ОГ ГЛОНАСС;

– осуществить регистрацию в МСЭ (международная служба электросвязи) дополнительных литер, обеспечивающих функционирование ОГ в составе 30 КА, введение дополнений в «Интерфейсный контрольный документ…» и «Концепцию развития навигационных сигналов…».

Библиографические ссылки

1. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, редакция 5.1. М., 2007 [Электронный ресурс]. URL: http://aggf.ru/gnss/glon/ikd51ru.pdf.

2. Комплекс-ЦН : науч.-исслед. работа. М. : ФГУП ЦНИИмаш, 2011.

3. Назаренко А. И., Скребушевский Б. С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М. : Машиностроение, 1981.

4. Концепция Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС» на 2012–2020 гг. (проект). 6 июня 2011.

5. GPS World Magazine, 01/2007-04/2012.

6. Ревнивых С. Г. Спутниковые системы. Тенденции развития глобальной спутниковой навигации : доклад на 19 междунар. конф. по интегрированным навигационным системам в ЦНИИ Электроприбор. Санкт-Петербург, май 2012.

References

1. *GLONASS. Interfeysnyy kontrol'nyy dokument, redaktsiya 5.1* (The GLONASS. Interface Control Document, Edition 5.1). Moscow. 2007. Available at: http://aggf.ru/gnss/glon/ikd51ru.pdf.

2. “Complex CN” R&D, Information and Analysis Center for PNT of the Central Research Institute of Machine Building. 2011.

3. Nazarenko A. I., Skrebushevsky B. S. *Evolyutsiya i ustoychivost' sputnikovykh sistem* (Evolution and stability of satellite systems). Moscow, Mashinostroyenie, 1981.

4. *Kontseptsiya Federal'noy tselevoy programmy "Podderzhaniye, razvitiye i ispol'zovaniye sistemy GLONASS" na 2012–2020 gody* (Concept of the "Maintenance, development, and exploitation of the GLONASS system in 2012–2020"). Federal Program, Draft, 6 of July 2011.

5. GPS World Magazine, 01/2007-04/2012.

6. Revnivykh S. G. *Sputnikovyye sistemy. Tendentsii razvitiya global'noy sputnikovoy navigatsii, doklad na 19 mezhdunar. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam v TSNII Elektropribor* (Satellite systems, tendencies of the global satellite navigation development, Report at the 19-th Int. Conf. devoted to integrated navigation systems, the "Electropribor" Central Research Institute), St. Petersburg, May, 2012.

© Ступак Г. Г., Ревнивых С. Г., Игнатович Е. И., Куршин В. В., Бетанов В. В., Панов С. С., Бондарев Н. З., Чеботарев В. Е., Балашова Н. Н., Сердюков А. И., Синцова Л. Н., 2013

УДК 621.396.99

АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ ГНСС

М. К. Головин, О. Е. Лопатко, В. В. Тюбалин, Ю. С. Яскин

ОАО «Научно-исследовательский институт космического приборостроения»
Россия, 111250, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53
E-mail: mihailgolovin@bk.ru, olopatko@rambler.ru, v.tyubalin@mail.ru, oaoniikp@mail.ru

Рассматриваются основные характеристики разработанной в ОАО «НИИ КП» аппаратуры контроля навигационных сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС).

Аппаратура разработана в 2-х вариантах: мобильном и стационарном. Мобильный вариант позволяет контролировать открытые навигационные сигналы систем ГЛОНАСС и GPS.

Стационарный вариант рассчитан на контроль навигационных сигналов всех известных в настоящее время ГНСС и их функциональных дополнений. В состав стационарного варианта помимо основных приемников сигналов ГНСС входит специализированный приемник с остронаправленной антенной, что позволяет дополнительно оценивать энергетические, спектральные характеристики навигационных сигналов, а также их искажения.

Ключевые слова: ГНСС, ГЛОНАСС, GPS, навигационные сигналы, аппаратура контроля.

GNSS NAVIGATION SIGNALS MONITORING EQUIPMENT

M. K. Golovin, O. E. Lopatko, V. V. Tyubalin, Yu. S. Yaskin

Joint-Stock Company "Institute of Space Device Engineering"
53 Aviamotornaya str., Moscow, 111250, Russia
E-mail: mihailgolovin@bk.ru, olopatko@rambler.ru, v.tyubalin@mail.ru, oaoniikp@mail.ru

The report reviews the key features of GNSS navigation signals monitoring equipment.

The monitoring equipment was developed in two design options: mobile and stationary. The mobile option allows to control the open GLONASS/GPS navigation signals.

The stationary option was designed to control the navigation signals of all GNSS and their augmentations known at present time. The stationary design option contains a special-purpose receiver equipped with a narrow-beam aerial which allows to estimate the power, spectral characteristics of navigation signals, as well as their distortions.

Keywords: GNSS, GLONASS, GPS, navigation signals, monitoring equipment.

Для большинства пользователей глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) обеспечивают адекватные характеристики и точность. Ситуация изменяется, когда появляется потребность использовать ГНСС для применений, связанных с безопасностью жизни, таких, например, как посадка самолета.

В этом случае такие характеристики ГНСС как точность, доступность, целостность и непрерывность должны быть гарантированы с высокой вероятностью. Эти характеристики определяются в основном параметрами навигационных сигналов, что определяет необходимость их контроля.

Кроме того, контроль навигационных сигналов необходим при анализе конфликтных ситуаций, связанных с использованием спутниковой навигации.

Наиболее прямой путь, гарантирующий характеристики ГНСС для точных или связанных с безопасностью жизни применений, состоит в том, чтобы использовать специализированную аппаратуру контроля навигационных сигналов. Результаты контроля информируют пользователей о параметрах навигационных сигналов НКА, что позволяет пользователям выбирать оптимальную обработку сигналов или вообще исключить некоторые сигналы из обработки.

Навигационные сигналы всех НКА орбитальной группировки ГНСС образуют навигационное поле ГНСС. Различают контроль навигационного поля ГНСС в целом и контроль характеристик навигационного сигнала отдельного НКА.

Контроль навигационного поля в целом предусматривает контроль следующих основных характеристик:

– целостность навигационного поля, создаваемого НКА;

– доступность ГНСС;

– точностные характеристики навигационного поля.

Контроль характеристик навигационного сигнала отдельного НКА включает в себя:

– контроль эфемеридной информации;

– контроль частотно-временной информации;

– контроль информации альманаха системы;

– прием информации «Вызов НКУ»;

– контроль энергетических характеристик;

– контроль спектральных характеристик;

– контроль временных характеристик.

Последние три параметра определяют радиотехническое качество излучаемого сигнала.

Для решения вышеперечисленных задач была разработана аппаратура контроля навигационных полей ГНСС. Разработаны три варианта аппаратуры: мобильный, стационарный и аппаратура контроля качества навигационных сигналов.

В состав разработанной мобильной аппаратуры навигационных сигналов вошли следующие блоки:

– блок антенный;

– блок навигационного приемника;

– устройство обработки и визуализации на базе специализированной ПЭВМ;

– общее и специальное программно-математическое обеспечение;

– блок питания с возможностью работы от сети постоянного тока напряжением 9–30 В и от сети переменного тока напряжением 220 В;

– комплект кабелей;

– комплект эксплуатационной документации;

– упаковочный комплект.

Внешний вид мобильной аппаратуры представлен на рис. 1.

Аппаратура может работать в реальном времени и в режиме прогноза характеристик навигационного поля для любой точки земной поверхности и приземного космического пространства до высот 7000 км.

В реальном времени возможны следующие режимы работы мобильной аппаратуры: «Движение»; «Останов»; «Контроль поля».

Во всех перечисленных режимах возможна работа со следующими сигналами орбитальных группировок ГЛОНАСС и GPS:

– ГЛОНАСС (СТ, L1, L2) + GPS (C/A L1, L2C);

– ГЛОНАСС (СТ, ВТ, L1, L2);

– GPS (C/A L1, L2C).

Во всех режимах работы на экране специализированной ПЭВМ отображается:

– контроль состояния каналов приемника (энергетический потенциал канала L1/L2, поиск/прием) (рис. 2);

– позиция (текущее время, координаты в заданной системе, номера НКА в решении, оценка точности по координатам и скоростям (плановым и высоте), высота, курс (рис. 3);

– расположение НКА на небесной сфере (азимут и угол места) (рис. 4);

– непрерывность измерений в диапазонах L1 и L2;

– сообщения о принятой информации (рис. 5).

В режимах «Останов» и «Контроль поля» отображается дополнительная информация:

– «мишень» точности плановых координат;

– дифференциальные режимы работы (выработка/прием дифпоправок и обработка дифпоправок в соответствии со стандартом RTCM 104).

Рис. 1. Внешний вид мобильной аппаратуры контроля навигационных сигналов (справа в стандартной упаковке)

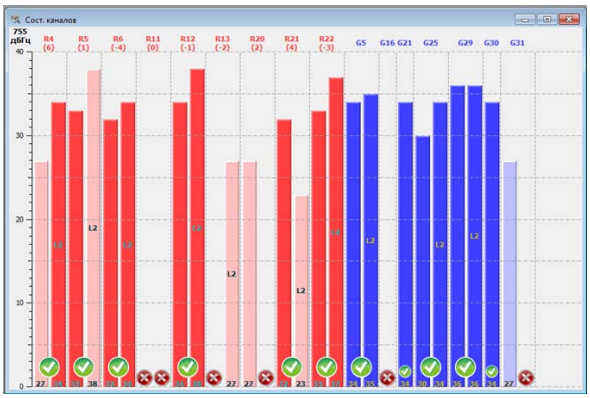


Рис. 2. Контроль состояния каналов приемника

Рис. 3. Отображение текущего времени, координат, номеров НКА в решении, оценка точности по координатам и скоростям, высота, курс

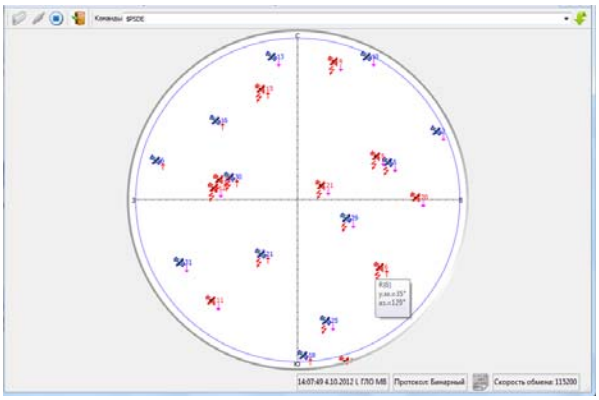
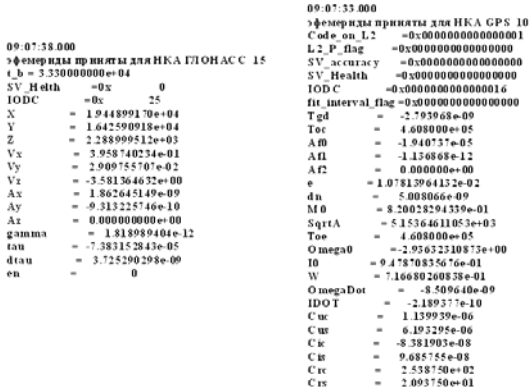


Рис. 4. Расположение НКА на небесной сфере (азимут и угол места)



```
09:07:38.000
эфемериды приняты для НКА ГЛОНАСС 15
t_b = 3.330000000e+04
SV_Health      =0x        0
IODC           =0x       25
X          = 1.944899170e+04
Y          = 1.642590918e+04
Z          = 2.288999512e+03
Vx         = 3.958740234e-01
Vy         = 2.909755707e-02
Vz         = -3.581364432e+00
Ax         = 1.862645149e-09
Ay         = -9.313225746e-10
Az         = 0.000000000e+00
gamma      = 1.818989404e-12
tau        = -7.383152843e-05
dtau       = 3.725290298e-09
en         = 0
```

```
09:07:33.000
эфемериды приняты для НКА GPS 10
Code_on_L2        =0x0000000000000001
L2_P_flag         =0x0000000000000000
SV_accuracy       =0x0000000000000000
SV_Health         =0x0000000000000000
IODC              =0x0000000000000016
fit_interval_flag =0x0000000000000000
Tgd        =  -2.793968e-09
Toc        =   4.608000e+05
Af0        =  -1.940737e-05
Af1        =  -1.136868e-12
Af2        =   0.000000e+00
e          = 1.078139641 32e-02
dn         =   5.008066e-09
M0         = 8.200282943 39e-01
SqrtA      = 5.153646110 53e+03
Toe        =   4.608000e+05
Omega0     =-2.936323108 73e+00
I0         = 9.478708356 76e-01
W          = 7.166802608 58e-01
OmegaDot   =  -8.509640e-09
IDOT       =  -2.189377e-10
Cuc        =   1.139939e-06
Cus        =   6.193295e-06
Cic        =  -8.381903e-08
Cis        =   9.685755e-08
Crc        =   2.538750e+02
Crs        =   2.093750e+01
```

Рис. 5. Пример записи цифровой информации

В режиме «Контроль поля» отображается дополнительная информация:

– отбраковка по RAIM алгоритму НКА систем ГЛОНАСС и GPS;

– пороги RAIM могут устанавливаться оператором с учетом информации SBAS или без учета этой информации.

Вся цифровая информация документируется в десятичном и бинарном виде. Сеанс связи может быть запомнен и проигран апостериорно. «Глубина» архива – 30 суток.

Прогноз характеристик орбитальной группировки осуществляется на основе альманахов ГЛОНАСС и GPS. На карте мира можно поставить любую точку (рис. 6) – прогноз характеристик будет осуществляться именно на нее.

Прогноз осуществляется для различной «маски» антенны пользователя с учетом возможных секторов затенения. Высота потребителя может быть до 7000 км. Возможен взаимный пересчет различных систем координат.

Прогнозируются следующие характеристики:

– зоны видимости каждого НКА группировки в заданной точке;

– положение НКА на небесной сфере: угол места, азимут;

– коэффициенты геометрии: HDOP, VDOP, PDOP, TDOP, GDOP (рис. 7);

– доступность за интервал времени по 2-м критериям: гарантированное количество видимых НКА и гарантированный коэффициент геометрии;

– интегральные характеристики точности навигации на карте мира;

– интегральные характеристики точности спутникового покрытия на карте мира.

В качестве примера на рис. 8 приведены на определенную дату интегральные характеристики спутникового покрытия и точности на карте мира.

Стационарная аппаратура включает в себя 15 одинаковых навигационных приемников, перепрограммируемых под различные ГНСС. Приемники объединены в евростойку.

Навигационные приемники позволяют принимать сигналы следующих ГНСС:

– ГЛОНАСС (L1, L2, L3/L5, CT, BT, FDMA, CDMA);

– GPS (L1 C/A, L1C, L2C, L5);

– GALILEO (L1 E1, E5a, E5b);

– COMPASS (L1 BOC 1,1);

– QZSS (L1 BOC 1,1; L5 BPSK 10);

а также сигналы SBAS (L1, L5).

Структурная схема стационарной аппаратуры контроля навигационных сигналов ГНСС приведена на рис. 9.

В состав стационарной аппаратуры (рис. 10) также включены всенаправленная и направленная (рис. 11) антенны, комплект кабелей, промышленный Notebook, источники питания.

Программно-математическое обеспечение стационарной аппаратуры контроля включает в себя:

– программу прогноза характеристик орбитальных группировок ГНСС и их функциональных дополнений (построение программы аналогично построению программы прогноза характеристик орбитальных группировок ГЛОНАСС и GPS для мобильной аппаратуры);

– программу реального времени (по идеологии аналогичную программе реального времени для систем ГЛОНАСС и GPS в мобильной аппаратуре).

Разработка программ под различные сигналы ГНСС сильно зависит от готовности интерфейсных контрольных документов на эти сигналы.

Стационарная аппаратура контроля навигационных сигналов в настоящее время находится в стадии производства:

– разработана и изготовлена евростойка;

– разработаны и изготовлены приемники;

– разработано и отлажено ПМО для ГЛОНАСС (L1, L2, CT, BT) и GPS (L1 C/A, L2C).

Система контроля качества навигационных сигналов ГНСС [1–4] позволяет в диапазонах L1, L2 и L3/L5:

– оценивать искажение длительности импульса псевдослучайной последовательности (ПСП) модулирующего сигнала;

– определять наличие переходного процесса при формировании импульса ПСП;

– оценивать уровень мощности навигационного сигнала у поверхности Земли;

– оценивать спектральные характеристики сигналов;

– оценивать помеховую обстановку в точке приема навигационных сигналов.

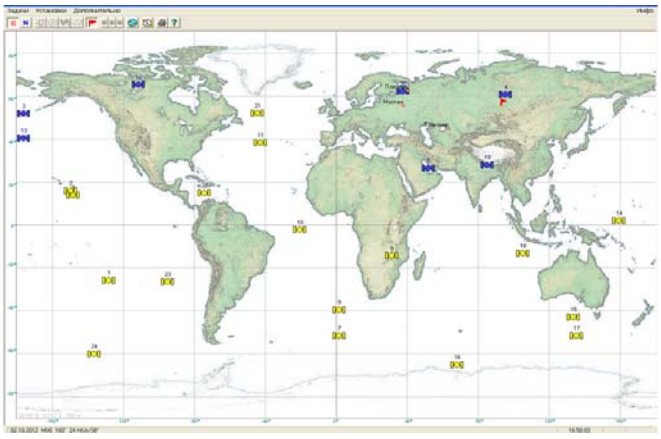


Рис. 6. Выбор точки прогноза

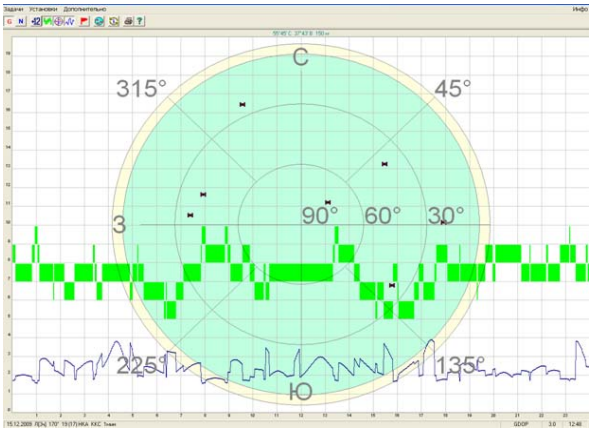


Рис. 7. Количество видимых НКА и их положение на небесной сфере, величина GDOP

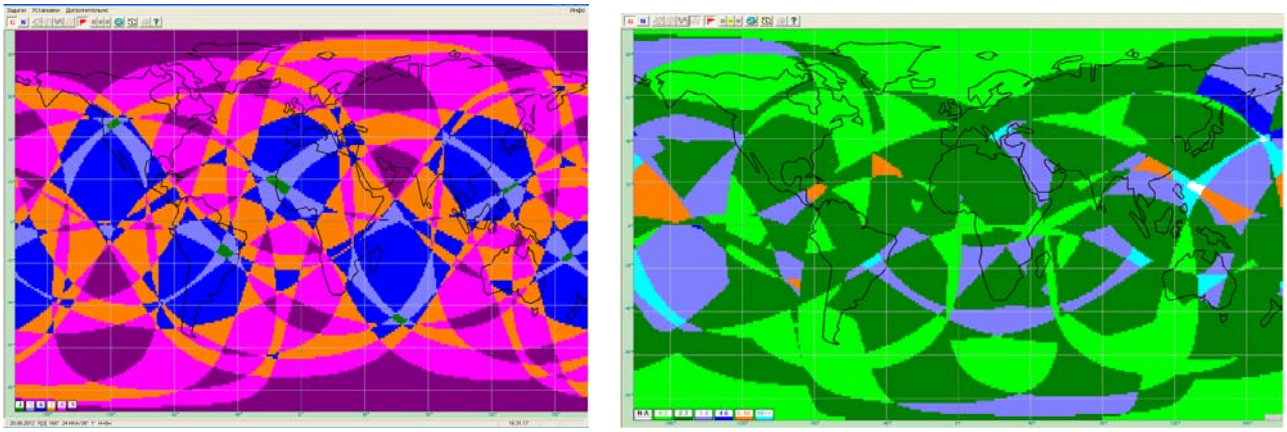


Рис. 8. Интегральные характеристики спутникового покрытия (слева) и точности

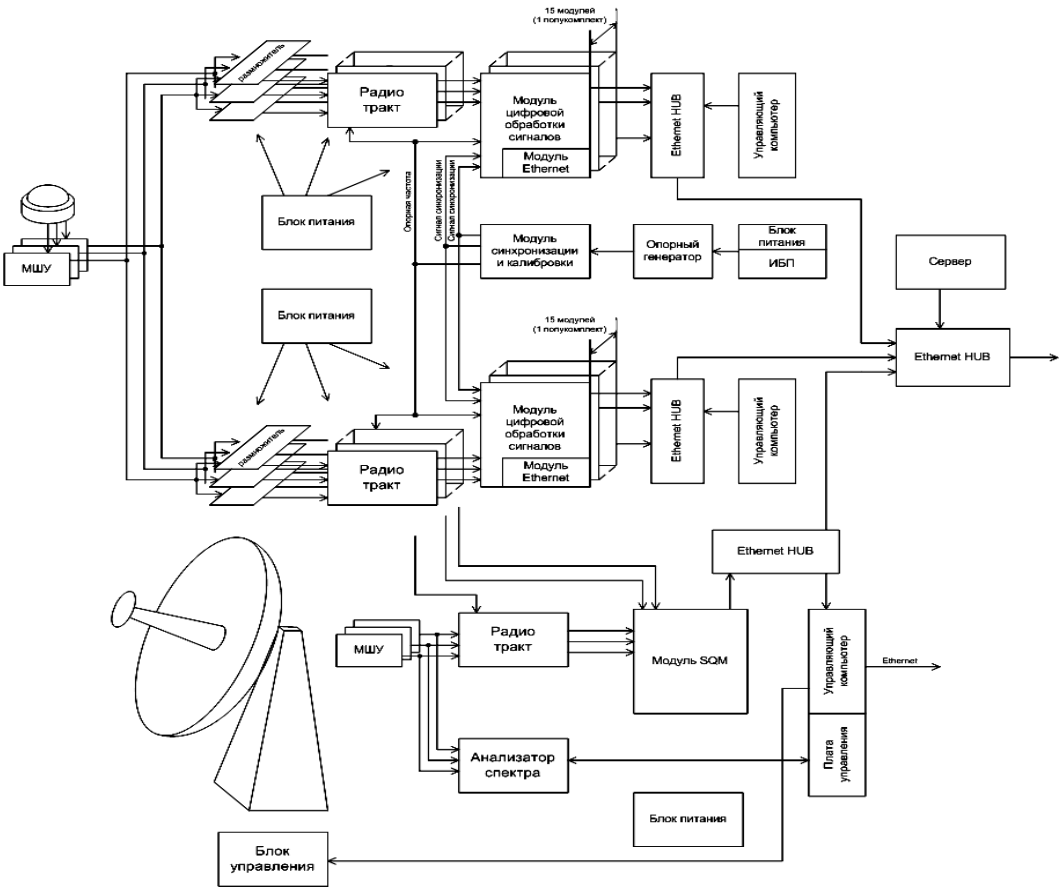


Рис. 9. Структурная схема стационарной аппаратуры контроля навигационных сигналов ГНСС

Рис. 10. Внешний вид стационарной аппаратуры

Рис. 11. Направленная антенна

В состав аппаратуры контроля качества навигационных сигналов ГНСС входят:

– остронаправленная антенна диаметром d = 3,7 м с коэффициентом усиления $К_у$ = 33 дБ;

– система управления антенной;

– система наблюдения за ориентацией антенны;

– специализированный приемник;

– высококачественный спектроанализатор;

– специализированное ПМО;

– промышленный Note-book.

Искажения длительности импульса ПСП, а также наличие переходного процесса при его формировании определяется по искажению автокорреляционной функции (АКФ) сигнала в специализированном приемнике. Последний позволяет анализировать АКФ в большом количестве точек (более 100). Рис. 12 иллю-

стрирует результаты моделирования искажений импульсов ПСП и соответствующие им АКФ.

В 2012 г. в ОАО «НИИ КП» с помощью аппаратуры контроля качества сигналов были проведены экспериментальные исследования спектров сигналов в диапазонах L1, L2, L3 НКА «Глонасс-К». Контроль осуществлялся путем сравнения со спектрами сигналов НКА «Глонасс-М» в диапазонах L1, L2, а в диапазоне L3 с сигналом L5 системы GPS. Искажений спектра выявлено не было. Уровень принимаемого сигнала НКА «Глонасс-К» соответствовал уровню принимаемых сигналов НКА «Глонасс-М» в диапазонах L1, L2. В диапазоне L3 сравнение осуществлялось с сигналом L5 НКА GPS № 25. Уровни сигналов были эквивалентны. Исследовались также временные искажения импульсов ПСП некоторых сигналов НКА систем ГЛОНАС и GPS. Искажений формы импульсов обнаружено не было. Экспериментальные результаты иллюстрируют рис. 13–16.

Стационарная аппаратура контроля навигационных сигналов может принимать и обрабатывать открытые сигналы всех известных в настоящее время ГНСС и их функциональных дополнений. Это позволяет сравнивать и оценивать параметры различных ГНСС. Аппаратура построена таким образом, что при изменении структуры сигнала какой либо ГНСС, достаточно произвести перепрограммирование параметров приемника, не изменяя аппаратной части. Аппаратура изготовлена, идет ее отладка и доработка ПМО.

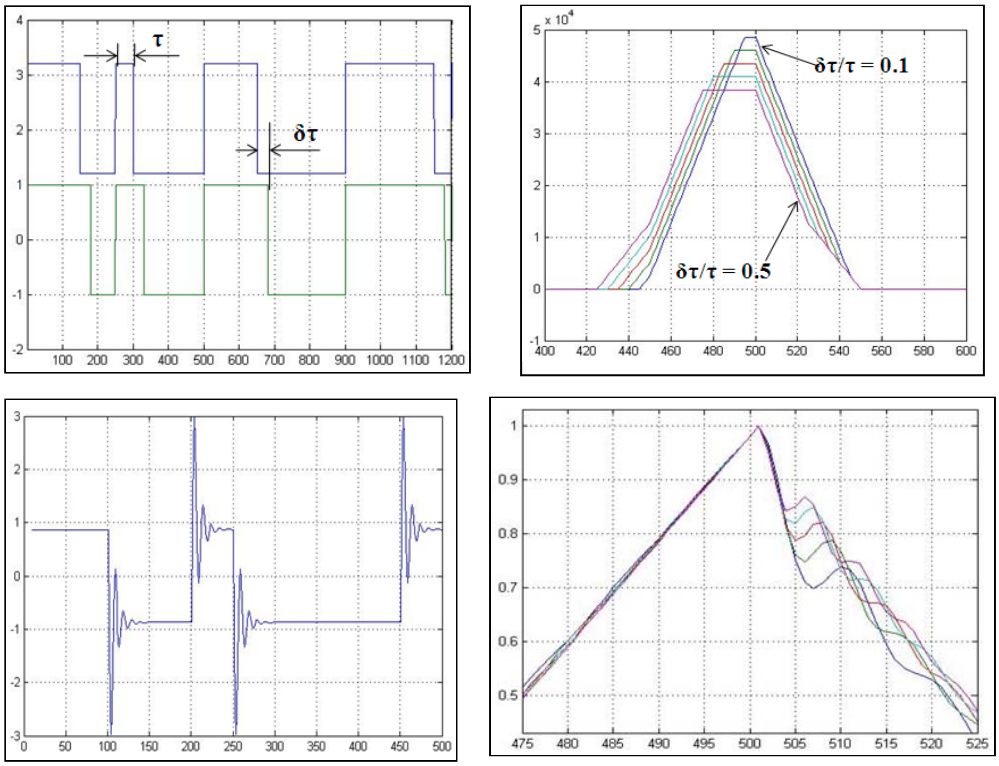


Рис. 12. Искажения сигнала во временной области. АКФ

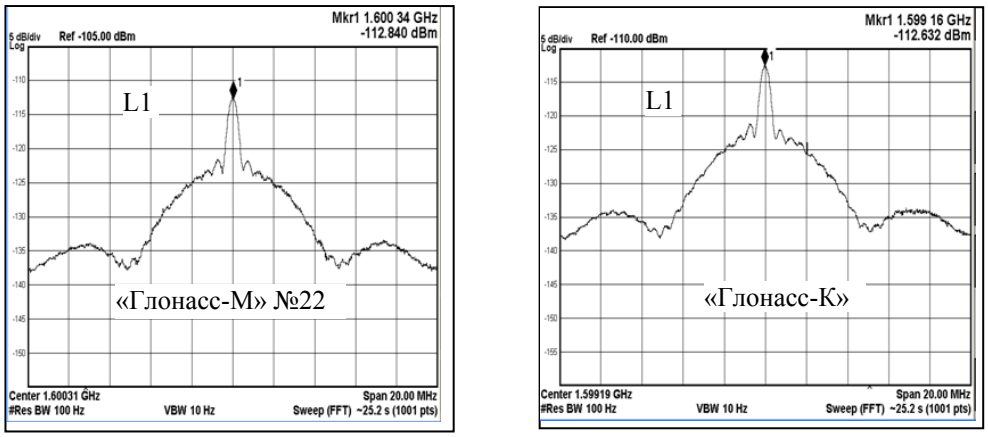


Рис. 13. Исследование спектров навигационных сигналов. Диапазон L1

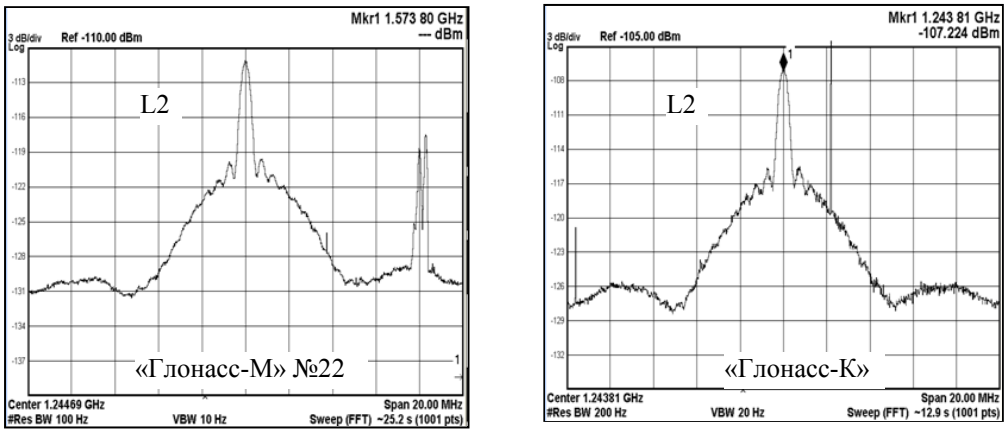


Рис. 14. Исследование спектров навигационных сигналов. Диапазон L2

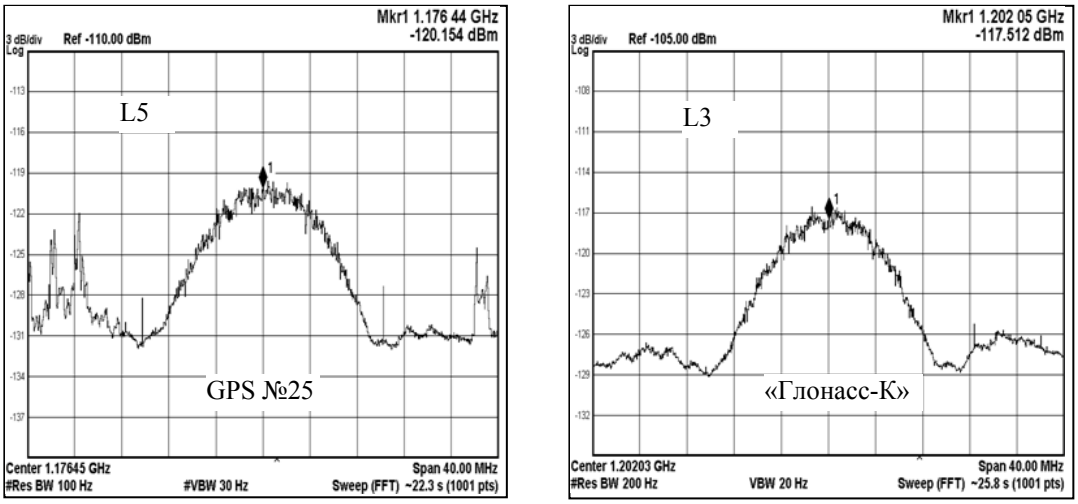


Рис. 15. Исследование спектров навигационных сигналов. Диапазон L3/L5

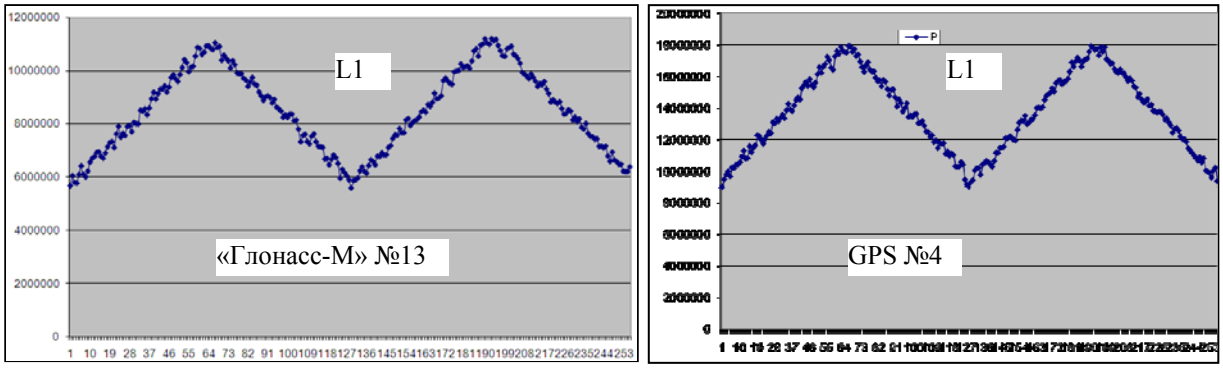


Рис. 16. Исследование искажений навигационных сигналов

В системе контроля качества сигналов изготовлена аппаратная часть, идет отладка ПМО и монтаж юстировочного оборудования для направленной антенны.

Таким образом, в настоящее время в ОАО «НИИ КП» разработана, изготовлена и эксплуатируется компактная (мобильная) 64-канальная аппаратура контроля навигационных сигналов систем ГЛОНАСС и GPS в диапазонах L1 и L2.

Такая аппаратура особенно полезна в районах испытаний мобильной техники, использующей

ГЛОНАСС/GPS приборы спутниковой навигации. Она позволяет оптимальным образом планировать испытания и служить «арбитром» в конфликтных ситуациях.

References

1. Enge P., Phelts R. E., Mitelman A. M. *Detecting Anomalous Signals from GPS Satellites*, Stanford University, 5 October 1999.

2. Edgar C., Czopek F., Barker B. *A Co-operative Anomaly Resolution on PRN-19*. ION GPS-99, pp 2269–2271.

3. Phelts R. E., Akos D., Enge P. *Robust Signal Quality Monitoring and Detection of Evil Waveforms*. ION GPS-2000, pp 1180–1190.

4. Jakab A. *Quality Monitoring of GPS Signals*. Department of Geomagnetics Engineering, Reports. University of Calgary, July 2001.

© Головин М. К., Лопатко О. Е., Тюбалин В. В., Яскин Ю. С., 2013

УДК 621.396

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГНСС ГЛОНАСС

П. П. Богданов, В. Е. Дружин, О. Е. Нечаева, А. Е. Тюляков, А. Ю. Феоктистов, К. Г. Шупен

ОАО «Российский институт радионавигации и времени»
Россия, 191124, Санкт-Петербург, пл. Растрелли, 2
E-mail: bogdanov_pp@rirt.ru

Работа посвящена вопросам организации частотно-временного обеспечения (ЧВО) глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) ГЛОНАСС. Рассмотрены основные задачи ЧВО ГНСС ГЛОНАСС, приведено краткое описание реализованной в настоящее время в центре управления системой ГЛОНАСС технологии ЧВО, представлены основные результаты анализа функционирования комплекса технических и программных средств ЧВО, достигнутые точностные характеристики ЧВО и основные направления их совершенствования.

Ключевые слова: навигационная спутниковая система, ГЛОНАСС.

PRINCIPAL DIRECTIONS OF THE FURTHER UPDATE OF THE GLONASS TIME-AND-FREQUENCY SUPPORT

P. P. Bogdanov, V. E. Druzhin, O. E. Nechaeva, A. E. Tyulyakov, A. Y. Feoktistov, K. G. Shupen

JSC “Russian Institute of Radionavigation and Time”
2 Rastrelli place, St. Petersburg, 191124, Russia
E-mail: bogdanov_pp@rirt.ru

The paper presents the time-and-frequency support (TFS) of Global Navigation Satellite System (GNSS) of GLONASS. The basic functions of GNSS GLONASS TFS are considered, the TFS technology realized nowadays in GLONASS System Control Center is briefly described, the analysis of TFS hardware/software complex operation and its results are introduced, TFS accuracy characteristics and the main ways of their update are presented.

Keywords: global navigation satellite system, GLONASS.

Глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС) ГЛОНАСС предназначена для высокоточного координатно-временного и навигационного обеспечения морских, воздушных, сухопутных и других видов потребителей.

Для достижения этого в системе реализуется синхронизация бортовых шкал времени (БШВ) всех космических аппаратов (КА) ГНСС относительно шкалы времени системы (ШВС) и синхронизации ШВС относительно принятой опорной шкалы времени (ШВ).

Данные задачи решаются в ГНСС ГЛОНАСС отдельным комплексом технических и программных средств, получившим название системы синхронизации или частотно-временного обеспечения (ЧВО).

Система синхронизации ГНСС ГЛОНАСС совместно со средствами наземного комплекса управления (НКУ) и другими привлекаемыми средствами и комплексами реализует решение следующих основных задач ЧВО:

– формирование и хранение шкалы времени системы (ШВС) ГЛОНАСС;

– определение и прогнозирование расхождений бортовых шкал времени (БШВ) КА относительно ШВС, формирование для закладки на борт КА час-

тотно-временных поправок (ЧВП) или исходных данных (ИД) для их размножения на борту КА;

– определение и прогнозирование расхождения ШВС относительно опорной ШВ, формирование для закладки на борт КА соответствующих поправок или ИД для их размножения на борту КА;

– определение и прогнозирование взаимного расхождения ШВС ГЛОНАСС и системы «Навстар» (GPS), формирование для закладки на борт КА соответствующих поправок или ИД для их размножения на борту КА.

В работе представлены основные результаты анализа существующей технологии ЧВО ГНСС ГЛОНАСС, приведены достигнутые точностные характеристики (ТХ), рассмотрены основные направления совершенствования ЧВО ГНСС ГЛОНАСС.

1. Существующая технология ЧВО ГНСС ГЛОНАСС. Решение целевых задач ЧВО ГНСС ГЛОНАСС в настоящее время достигается с использованием следующей технологии, представленной на рисунке.

Технология предусматривает выполнение четырех основных технологических циклов (ТЦ): формирование ШВС ГЛОНАСС (ТЦ ШВС), расчет и формирование ЧВП (ТЦ ЧВП), расчет и формирование поправок к ШВС ГЛОНАСС относительно опорной ШВ (ТЦ ТАУС), расчет и формирование поправок к ШВС ГЛОНАСС относительно ШВ системы «Навстар» (ШВ GPS) (ТЦ TGPS).

Формирование ШВС ГЛОНАСС осуществляется в виде непрерывной ШВ на основе ШВ модернизированного центрального синхронизатора ГЛОНАСС (ЦС-М). При этом используются результаты определения расхождения ШВ ЦС-М относительно опорной ШВ и информация о проведенных операциях управления работой ЦС-М.

Опорной ШВ для ГНСС ГЛОНАСС является национальная координированная шкала времени России UTC(SU), формируемая Государственным эталоном времени и частоты (ГЭВЧ). Расхождение ШВС ГЛОНАСС относительно UTC(SU) не должно превышать 1 мкс.

Для обеспечения требования по поддержанию расхождения БШВ КА относительно шкалы ГЭВЧ в заданных пределах не более 1 мс осуществляется начальная установка БШВ КА после его запуска, а затем контроль БШВ КА и при необходимости проведение операций фазирования, сверки и коррекции БШВ КА с помощью командно-измерительных систем (КИС) или закладочно-измерительных станций (ЗИС).

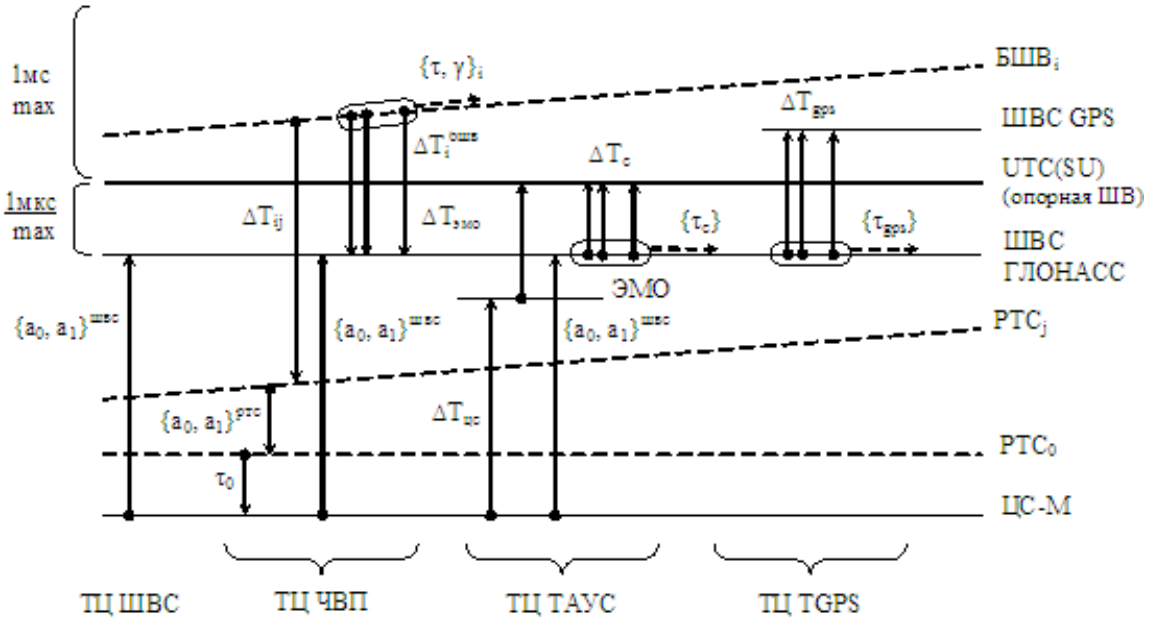
При коррекции UTC(SU) на плюс или минус 1 с производится соответствующая коррекция ШВ ЦС-М и БШВ всех КА.

Для привязки БШВ КА к ШВС ГЛОНАСС с наносекундной точностью обеспечиваются:

– определение сеансных значений расхождения БШВ КА относительно ШВ измерительных средств НКУ (ΔT_{ij}) и преобразование полученных результатов к значениям расхождения БШВ КА относительно ШВС ГЛОНАСС ($\Delta T_i^{бшв}$);

– совместная обработка сеансных значений расхождения БШВ КА относительно ШВС ГЛОНАСС на заданном интервале наблюдения для оценивания параметров ухода БШВ КА и его прогнозирования на заданный интервал времени;

– формирование ЧВП или ИД для размножения ЧВП на борту КА.



Определение расхождения БШВ КА относительно ШВ измерительных средств НКУ осуществляется по синхронным измерениям беззапросной дальности беззапросных измерительно-вычислительных систем (БИВС) и запросной дальности ЗИС (запросно-беззапросная технология) или по измерениям беззапросной дальности БИВС, беззапросных измерительных систем (БИС) и беззапросных измерительных средств из состава квантово-оптических систем (БИС КОС) и расчетным значениям дальности (беззапросная технология).

Преобразование значений расхождения БШВ КА относительно ШВ измерительных средств НКУ к значениям расхождения БШВ КА относительно ШВС ГЛОНАСС осуществляется путем последовательного учета параметров привязки ШВ измерительных средств к ШВ опорного измерительного средства ($\{a_0, a_1\}^{\text{ртс}}$), ШВ опорного измерительного средства к ШВ ЦС-М (τ_0) и ШВ ЦС-М к ШВС ГЛОНАСС ($\{a_0, a_1\}^{\text{швс}}$) на моменты сеансов измерений.

Оценивание параметров ухода БШВ КА относительно ШВС ГЛОНАСС осуществляется с использованием алгоритма обработки сеансных результатов определения расхождения ШВ на основе метода наименьших квадратов (МНК).

Расчет и последующая закладка информации о ЧВП на КА выполняются на каждом витке.

Для формирования и последующей закладки на КА информации о расхождении ШВС ГЛОНАСС относительно шкалы ГЭВЧ обеспечиваются:

– определение сеансных значений расхождения ШВ ЦС-М относительно шкалы ГЭВЧ и преобразование полученных результатов к значениям расхождения ШВС ГЛОНАСС относительно шкалы ГЭВЧ (ΔT_c);

– совместная обработка сеансных значений расхождения ШВС на заданном интервале наблюдения для оценивания параметров ухода ШВС ГЛОНАСС и его прогнозирования на заданный интервал времени;

– формирование поправок к ШВС ГЛОНАСС относительно шкалы ГЭВЧ или ИД для их размножения на борту КА.

Определение расхождения ШВ ЦС-М относительно шкалы ГЭВЧ осуществляется по информации из автоматизированного центра управления системой «Цель» (АЦУС), включающей значения расхождения ШВ ЦС-М и эталона министерства обороны (ЭМО) ($\Delta T_{\text{цс}}$), полученных на основе обработки одновременных измерений аппаратуры привязки (АП) по сигналам КА ГЛОНАСС и GPS на ЦС-М и в АЦУС, и расхождения шкал времени ЭМО и ГЭВЧ ($\Delta T_{\text{эмо}}$).

Расчет и последующая закладка на борт КА информации о поправках к ШВС ГЛОНАСС выполняется раз в сутки.

Для формирования и последующей закладки на КА информации о расхождении системной ШВ GPS относительно ШВС ГЛОНАСС обеспечиваются:

– определение сеансных значений расхождения системной ШВ GPS и ШВС ГЛОНАСС;

– совместная обработка сеансных значений расхождения системной ШВ GPS относительно ШВС ГЛОНАСС на заданном интервале наблюдения для оценивания параметров расхождения ШВ и его прогнозирования на заданном интервале времени;

– формирование поправок к системной ШВ GPS относительно ШВС ГЛОНАСС или ИД для их размножения на борту КА.

Определение расхождения ШВС ГЛОНАСС и системной ШВ GPS (ΔT_{gps}) осуществляется также в АЦУС на основе измерений АП по сигналам КА ГЛОНАСС и GPS.

Расчет и последующая закладка поправок к системной ШВ GPS выполняется раз в сутки.

Расчет и формирование всех видов ЧВИ, закладываемой на борт КА, осуществляется с помощью комплекса программ (КП) ЧВО на вычислительных средствах центра управления системой ГЛОНАСС (ЦУС-У) в соответствии с планами закладки специальной информации (СИ).

Сформированные массивы СИ передаются на один из пунктов для закладки на КА с помощью КИС или ЗИС.

Заложенная информация обрабатывается на борту КА и излучается в составе цифровой информации навигационных радиосигналов.

2. Анализ точностных характеристик ЧВО ГНСС ГЛОНАСС. В настоящее время орбитальная группировка (ОГ) КА ГНСС ГЛОНАСС состоит из КА «Глонасс-М», находящихся в штатной эксплуатации, и одного КА «Глонасс-К», проходящего этап летных испытаний.

На борту КА «Глонасс-М» установлены бортовые синхронизирующие устройства (БСУ) на основе трех квантовых стандартов частоты на атомно-лучевой рубке (КСЧ-АЛТ) с суточной нестабильностью не более $1\cdot10^{-13}$, один из которых является рабочим, а два других находятся в «холодном» резерве. Оценка ТХ всех рабочих стандартов частоты на КА «Глонасс-М» в период их эксплуатации показывает, что для большинства генераторов на интервалах их штатной работы относительная погрешность по частоте находится в пределах $\pm2\cdot10^{-12}$, среднее квадратическое относительное отклонение (СКОО) частоты при времени измерения 1 сутки не превышает $(6–8)\cdot10^{-14}$, а систематическое изменение частоты (дрейф) не наблюдается или не превышает нескольких единиц на 10^{-13} за месяц.

На борту КА «Глонасс-К» устанавливаются БСУ на основе двух КСЧ-АЛТ и двух квантовых стандартов частоты на рубидиевой газовой ячейке (КСЧ-РГЯ) с суточной нестабильностью также не более $1\cdot10^{-13}$. После включения БСУ одновременно включаются один КСЧ-АЛТ (в качестве рабочего) и один КСЧ-РГЯ, частота которого корректируется относительно частоты КСЧ-АЛТ. После установления прогнозируемого дрейфа частоты КСЧ-РГЯ производится отключение КСЧ-АЛТ и в качестве рабочего генератора БСУ используется КСЧ-РГЯ. При отказе КСЧ-РГЯ он отключается и производится включение КСЧ-АЛТ и резервного КСЧ-РГЯ, при необходимости алгоритм работы повторяется. При отказе обоих КСЧ-РГЯ БСУ функционирует, используя оставшийся ресурс КСЧ-АЛТ.

В составе ЦС-М используется групповой водородный хранитель частоты и времени (ГВХЧВ), включающий четыре водородных стандарта частоты (ВСЧ) с суточной нестабильностью частоты не более $2\cdot10^{-15}$. Относительное отклонение частоты ЦС-М поддерживается в пределах $\pm3\cdot10^{-14}$.

В настоящее время определение расхождения БШВ КА осуществляется только по беззапросной технологии. Погрешность определения расхождения БШВ КА при штатном функционировании беззапросных измерительных средств НКУ находится в пределах (2,3–3,4) нс (σ).

Погрешность определения расхождения ШВС ГЛОНАСС относительно шкалы ГЭВЧ по информации из АЦУС «Цель» не превышает 3,5 нс (σ), погрешность определения расхождения системной ШВ GPS и ШВС ГЛОНАСС – 8,0 нс (σ).

При штатном функционировании всех средств ГНСС ГЛОНАСС погрешность расчета и формирования ЧВП находится на уровне (3,0–6,0) нс (σ) в зависимости от точностных характеристик БСУ КА, погрешность расчета и формировании поправок к ШВС ГЛОНАСС – не превышает 15 нс (σ), погрешность расчета и формирования поправок к системной ШВ GPS – 10 нс (σ).

В то же время в поправках к ШВС ГЛОНАСС в настоящее время существует систематическая ошибка порядка 200 нс, обусловленная нештатным изменением внутренней задержки сигналов в опорном измерительном средстве после проведения ремонтно-восстановительных работ в 2010 г.

3. Основные направления совершенствования ЧВО и пути их реализации. Совершенствование ЧВО ГНСС ГЛОНАСС должно достигаться за счет:

– создания, модернизации и привлечения новых средств и систем, повышения их точностных характеристик;

– совершенствования методик и алгоритмов обработки информации;

– совершенствования технологических циклов расчета и формирования ЧВИ;

– повышения характеристик надежности и отказоустойчивости.

Совершенствование ТХ средств, используемых для ЧВО, должно осуществляться по следующим основным направлениям:

– повышение стабильности частоты бортовых генераторов КА до уровня $1\cdot10^{-14}$ и лучше;

– повышение стабильности частоты ЦС-М до уровня $(0{,}5–1{,}0)\cdot10^{-15}$;

– повышение точности наземных измерительных средств до уровня, обеспечивающего определение расхождения БШВ КА с погрешностью не более 0,5 нс;

– обеспечение высокоточной калибровки внутренних задержек сигналов измерительных средств НКУ и привлекаемых средств, а также, каналов командно-измерительной системы КА;

– расширение состава измерительных средств НКУ, в том числе вне территории России.

Совершенствование методик и алгоритмов обработки информации предполагается осуществлять по следующим основным направлениям:

– модернизация алгоритмов предварительной обработки информации и определения расхождения БШВ КА, в том числе на основе:

– внедрения кодово-фазовых и разностных технологий;

– использования измерительной информации бортовой аппаратуры межспутниковых измерений (БАМИ);

– использования информации системы высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП);

– совершенствование алгоритмов прогнозирования расхождения БШВ КА;

– совершенствование методик и алгоритмов сведения ШВ объектов системы.

Совершенствование ТЦ расчета и формирования ЧВИ предполагает реализацию следующих направлений:

– согласование ТЦ ЧВО и ТЦ баллистико-эфемеридного обеспечения (БЭО) в части минимизации ошибок прогнозирования эфемеридной информации (ЭИ), используемой при расчете ЧВП;

– увеличение количества закладок ЧВП на борт КА с целью минимизации ошибок прогнозирования ЧВП за счет старения информации;

– привлечение измерительной информации БАМИ и измерительных средств глобальных сетей для обеспечения наблюдаемости всей орбиты КА.

В части повышения характеристик надежности и отказоустойчивости для обеспечения непрерывности ЧВО предполагается реализация следующих основных направлений:

– обеспечение резервирования элементов системы, в том числе:

– ввод резервных ЦС-М;

– внедрение современных аппаратно-программных средств на основе отказоустойчивых технологий;

– устранение скачков ШВ измерительных средств, опорных ШВ на пунктах их размещения;

– повышение оперативности и надежности информационно-логического взаимодействия между элементами системы, системой и другими привлекаемыми средствами.

Результаты испытаний и эксплуатации ГНСС ГЛОНАСС показывают, что при штатном функционировании всех средств ТХ ЧВО в основном соответствуют этапу 2 тактико-технических требований (ТТТ) к ГНСС ГЛОНАСС.

Достижение ТХ ЧВО 3-го этапа ТТТ к ГНСС ГЛОНАСС связано с повышением точностных и эксплуатационных характеристик всех средств системы, расширением сети измерительных средств НКУ, совершенствованием методик и алгоритмов обработки измерительной информации, определения и прогнозирования расхождения БШВ КА, совершенствования ТЦУ расчета и формирования ЧВИ, а также, с привлечением для ЧВО информации СВОЭВП и использованием межспутниковых измерений.

© Богданов П. П., Дружин В. Е., Нечаева О. Е., Тюляков А. Е., Феоктистов А. Ю., Шупен К. Г., 2013

УДК 621.391

УЛУЧШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БУДУЩИХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИГНАЛОВ ГНСС

А. В. Вейцель

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Россия, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4
E-mail: A.Veitsel@mail.ru

Анализируется текущее состояние спутниковых навигационных систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO (европейская система), COMPASS (китайская система) и перспективы их развития для различных приложений позиционирования. Рассматривается особенности построения навигационной мультисистемной аппаратуры. Анализируются возможности использования новых сигналов глобальных навигационных спутниковых систем и их влияние на построения навигационной аппаратуры и точностные характеристики позиционирования. Рассматриваются различные методы высокоточного позиционирования и методы слежения за сигналами в сложных условиях. Приводятся достигаемые точности позиционирования в различных режимах навигационной аппаратуры. Рассматриваются свойства навигациооных сигналов и их влияние на ошибку многолучевости. Приводятся примеры широкополосных сигналов, которые позволяют существенно уменьшить ошибку многолучевости.

Ключевые слова: одиночный приемник, глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС), GPS, ГЛОНАСС, фазовые приращения, относительная точность, сельское хозяйство.

UPDATE OF NAVIGATION RECEIVERS CHARACTERISTICS WITH THE USE OF THE FUTURE LONG-RANGE GNSS SIGNALS

A. V. Veytsel

Moscow Aviation Institute (national research university)
4 Volokolamskoe highway, Moscow, GSP-3, A-80, 125993, Russia
E-mail: A.Veitsel@mail.ru

Current state of GNSS, such as GPS, GLONASS, GALILEO (European system), COMPASS (Chinese system) and prospects in the development of various positioning applications designed for these systems are analyzed. Design of multisystem nagivation receivers are analyzed. Capabilities of new signals of global navigation satellite systems and effects on designing navigation devices and accuracy parameters of positioning are considred as well. Different methods of precision positioning and tracking algorithms in different conditions is presented. Results of using different signals received from GNSS systems along with attainable positioning accuracies for various navigation modes are given. Topcon's new generation of navigation receivers designed with the help of ASIC Vanguard" with 226 universal navigation channels are presented. Characteristics and different operational modes of this precise positioning equipment are described. The characteristics of navigation signals and multipath errors are analyzed. The wide band navigation signals with minimal multipath error are presented.

Keywords: isolated receiver, global navigation satellite system (GNSS), GPS, GLONASS, phase increment, relative precision, agriculture.

1. Сигналы спутниковых навигационных систем. Глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) предназначены для определения местоположения пользователя, имеющего специальный навигационный приемник. Навигационные приемники нашли широкое применение в таких областях как геодезия, геология, картография, сельское хозяйство, строительство, мореплавание, авиация, системы управления различной техникой и т. д. Разные приложения накладывают свои требования по точности, обеспечиваемой навигационными приемниками.

В настоящее время в ГНСС применяются два основных типа позиционирования – абсолютное и относительное (дифференциальное) позиционирование. Под абсолютным позиционированием понимается определение местоположения одного навигационного приемника, установленного в точке с координатами, которые необходимо определить. При этом используются только собственные кодовые измерения навигационного приемника. Дифференциальное позиционирование производится с использованием как минимум двух навигационных приемников, где один из них является базовой станцией и располагается

в точке с известными координатами. При этом по радиоканалу с базовой станции передается корректирующая информация на другой навигационный приемник, координаты которого необходимо определить. Также существуют сети базовых станций, когда корректирующая информация передается, учитывая измерения многих приемников.

В настоящее время происходит модернизация существующих и развитие новых спутниковых навигационных систем. К существующим спутниковым навигационным системам относятся системы GPS и ГЛОНАСС. Создаются европейская система GALILEO и китайская система COMPASS. Планируется японская навигационная система QZSS, которая будет состоять из 3 навигационных спутников в дополнение к существующей системе GPS.

В спутниковых навигационных системах сигналы используют фазовую манипуляцию несущей частоты на 180º , при этом модулирующий сигнал является псевдошумовым кодом (ПШК). К таким сигналам применяют название Binary phase shift keying (BPSK). Для некоторых сигналов ПШК складывается по модулю 2 с информационной последовательностью. Некоторые новые навигационные сигналы являются *меандровыми псевдошумовыми* сигналами (Binary offset carrier – BOC), в которых используют дополнительную модуляцию меандровой последовательностью разной частоты. Для таких сигналов в качестве параметра вводится отношение тактовой частоты ПШК, и тактовой частоты меандровой последовательности, к тактовой частоте C/A кода GPS, которая равняется 1.023 МГц. Например, один из новых первых сигналов в классе меандровых псевдошумовых сигналов обозначается BOC(1,1), в котором тактовая частота кодовой последовательности и тактовая частота меандровой последовательности равны 1.023МГц. Аналогичные обозначения вводятся с использованием коэффициента отношения тактовой частоты ПШК к C/A коду и для BPSK сигналов. Например, сигнал GPS L5 может быть записан как BPSK(10).

В табл. 1 приводятся передаваемые и планируемые сигналы для системы GPS [1].

В системе GALILEO для навигационных сигналов будут использоваться три частотных диапазона, которые обозначаются E1 (совпадает с L1 GPS), E6 и E5, который состоит из поддиапазонов E5a (совпадает с L5 GPS) и E5b. Большинство сигналов будут являться BOC-сигналами с разными тактовыми частотами ПШК и меандровых последовательностей. В качестве ПШК будут применяться для некоторых сигналов так называемые «memory code», которые задаются в виде элементов кодовой последовательности. В качестве сигнала L1C в диапазоне E1 будет передаваться сигнал CBOC, который является суммой сигналов BOC(1,1) и BOC(6,1). В диапазоне E5 будет передаваться сигнал AltBOC, который является комбинацией нескольких сигналов в частотных диапазонах E5a и E5b.

В табл. 2 приводятся сигналы, которые передаются и планируются в системе GALILEO.

В китайской навигационной системе COMPASS предполагаются к передаче сигналы в перекрывающихся с системами GALILEO и GPS диапазонами. В японской системе QZSS будут передаваться сигналы, полностью совместимые с сигналами будущей системы GPS в диапазонах L1 (1575.42 МГц), L2 (1227.60 МГц) и L5 (1176.45 МГц).

На рис. 1 приводятся квадратуры сигналов для некоторых навигационных систем в разных частотных диапазонах.

2. Приемник спутниковых навигационных сигналов. Общее построение приемника иллюстрируется рис. 2 [2]. На данном рисунке приведен пример структуры многоканального навигационного приемника для приема сигналов систем ГЛОНАСС и GPS в двух частотных диапазонах L1 и L2.

На рис. 2 штрих-пунктиром выделены основные части навигационного приемника. На вход приемника поступают радиосигналы с выхода антенны, в состав которой входит собственно антенный элемент и малошумящие усилители (МШУ).

Таблица 1

Сигналы системы GPS

Диапазон	Частота	Код	Модуляция
L1	1575.42 МГц	C/A,P(Y),L1C	BPSK(1), BPSK(10), TMBOC(BOC(1,1),BOC(6,1)
L2	1227.60 МГц	L2C,P/Y	BPSK(1),BPSK(10)
L5	1176.45 МГц	L5	BPSK(10)

Таблица 2

Сигналы системы GALILEO

Диапазон	Частота	Код	Модуляция
E1(L1)	1575.42 МГц	L1C	CBOC(BOC(1,1),BOC(6,1)) BOC(15,2.5)
E6	1278.75 МГц		BPSK(5), BOC(10,5)
E5 (E5a,E5b)	1176.45 МГц, 1207.14МГц	AltBOC(15,10)	AltBOC(15,10)

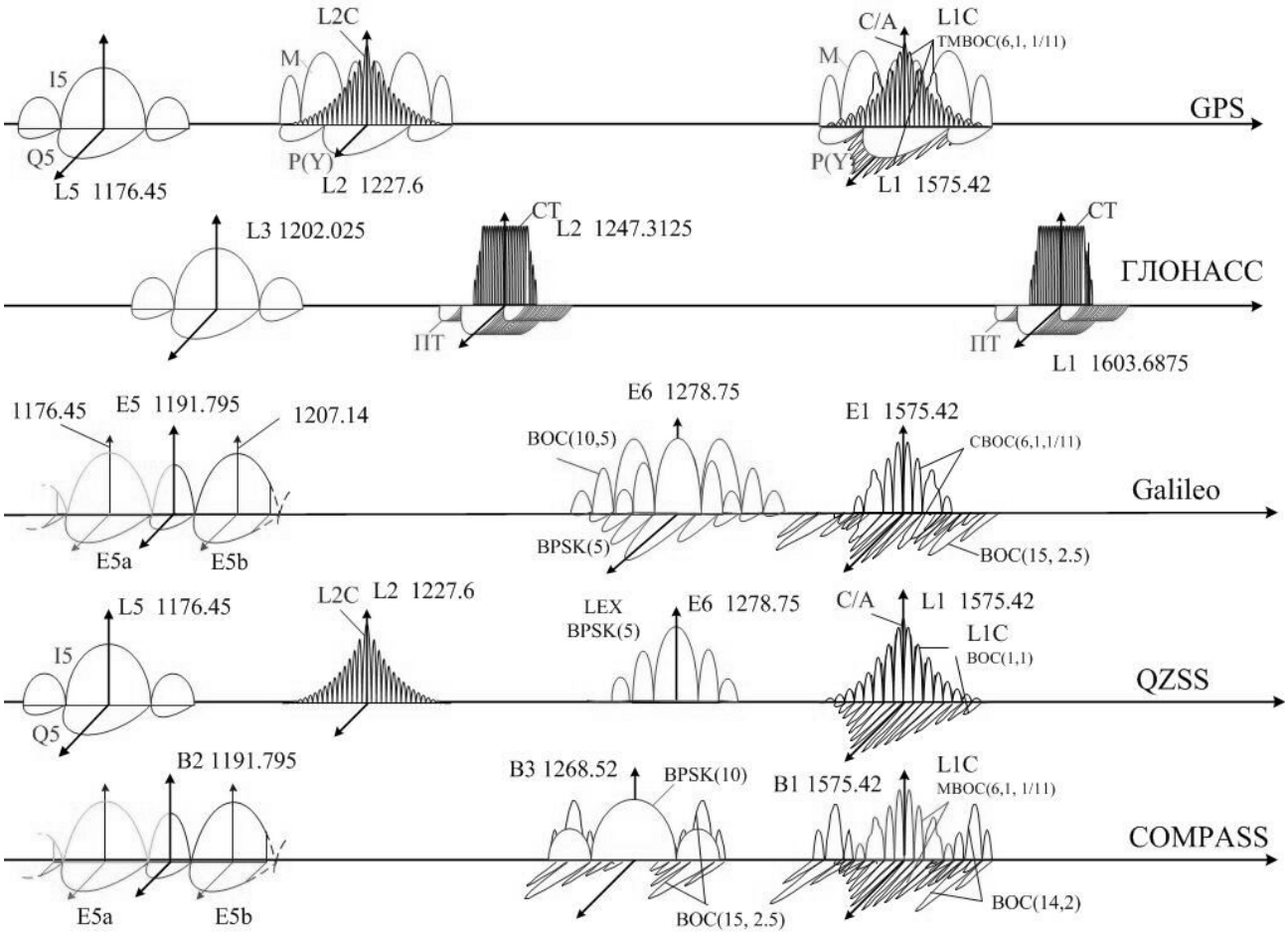


Рис. 1. Спектры сигналов навигационных систем

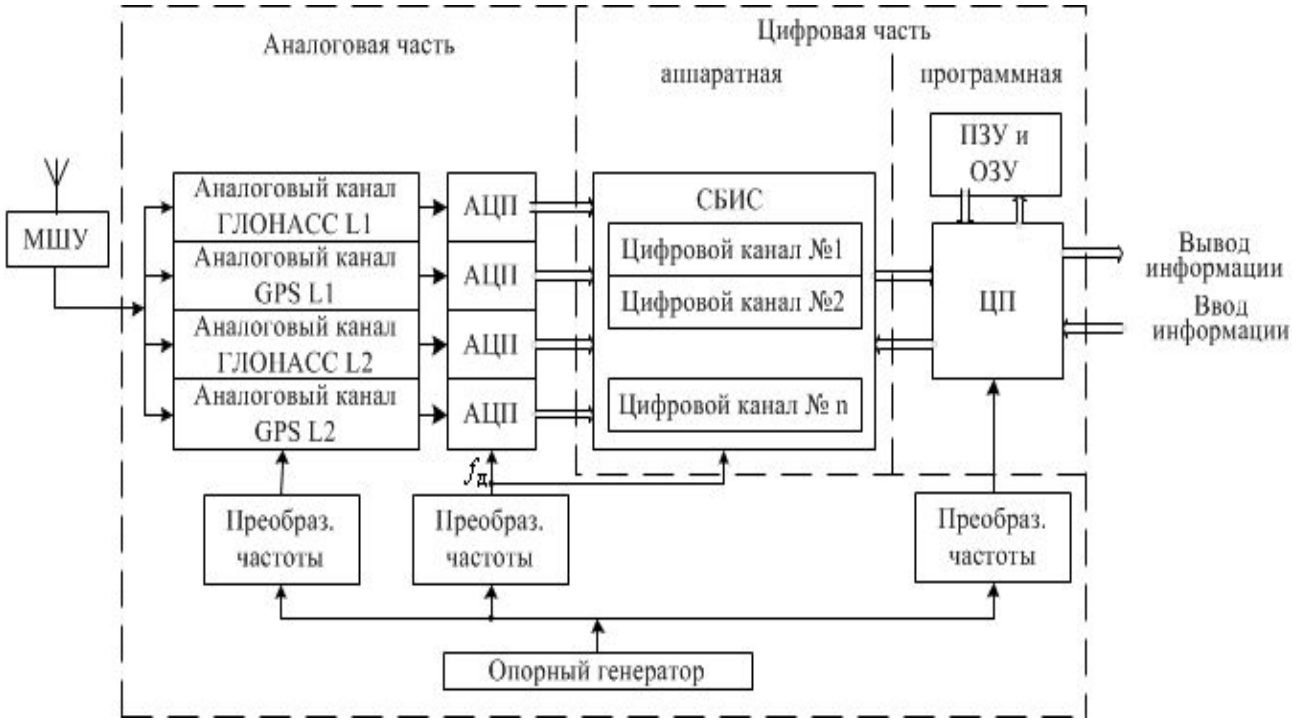


Рис. 2. Блок-схема многоканального навигационного приемника

Аналоговая часть приемника производит супергетеродинную обработку принимаемых сигналов (усиление, преобразование частоты, фильтрацию). Заканчивается эта часть аналогово-цифровыми преобразователями (АЦП). Дальнейшая цифровая обработка производится в аппаратной цифровой части, обычно – в специализированной большой интегральной схеме (СБИС или английское название – Application Specific Integral Circuit (ASIC)), которая является основной базовой частью приемника. В этой части цифровой обработки реализуют те алгоритмы или их фрагменты, которые требуют высокого быстродействия и параллельности обработки сигналов. В процессе этой обработки происходит сжатие спектра широкополосного входного сигнала, что позволяет на несколько порядков снизить частоту поступления чисел в цифровую программную часть. В программной части реализуют относительно медленные алгоритмы обработки, требующие, однако, более развитой логики и расширенных арифметических возможностей. Для выполнения этих алгоритмов используется центральный процессор (ЦП), который выполняет программу из блоков памяти (ПЗУ и ОЗУ) приемника. Универсальный характер программной реализации алгоритмов позволяет совместить в процессоре различные по характеру алгоритмы поиска и обнаружения сигналов, синхронизацию и демодуляцию двоичных символов информационной посылки, синхронизацию несущего и модулирующего колебаний и др.

Построение приемника (особенно его аналоговой части) существенно зависит от количества частотных диапазонов (только L1; или L1 плюс L2; или L1 плюс L2 плюс L5 и т. д.) и от количества используемых систем (GPS; или GPS плюс ГЛОНАСС; или GPS плюс ГЛОНАСС плюс GALILEO и т. д.).

Радиосигналы, принятые антенной, вначале разделяются по аналоговым каналам, каждый из которых принимает сигналы от множества спутников в одном частотном диапазоне. Затем обработка выполняется в индивидуальном цифровом аппаратном канале.

Как было сказано выше, базовым элементом навигационного приемника является СБИС (ASIC), которая выполняет основную цифровую обработку сигналов. В первых поколениях ASIC реализовывали только цифровые навигационные каналы, но в дальнейшем широкое распространение получили «Системы-на-кристалле». При этом в ASIC реализуется практически вся цифровая часть навигационного приемника.

На рис. 3 приведена фотография многоканального мультисистемного навигационного приемника с использованием Vanguard ASIC.

Этот приемник имеет 226 навигационных каналов и позволяет принимать все сигналы навигационных систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, COMPASS, QZSS, которые сейчас излучаются. Используемый в этом приемнике ASIC, является Системой-на-кристалле с цифровыми навигационными каналами и интегрированными процессорами для цифровой обработки сигналов с поддержкой массива оперативной памяти и множеством различных интерфейсов [3].

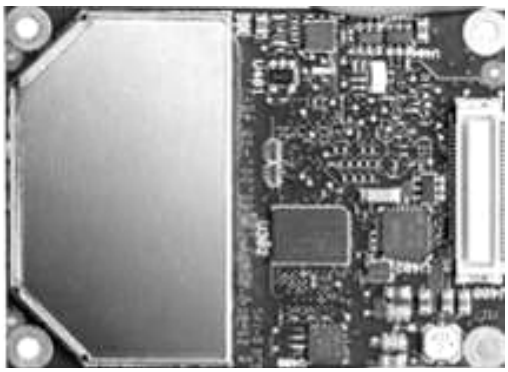


Рис. 3. Мультисистемный навигационный приемник

3. Специальные методы обработки сигналов для сложных условий работы. Существует определенный круг приложений, где не важна абсолютная точность, а важно иметь высокую точность в некоторой локальной системе координат с центром в точке, координаты которой были определены в первый момент времени навигационным приемником. Для этого существует метод *локального позиционирования*, который позволяет использовать неоднозначные фазовые измерения по несущей частоте в течение некоторого промежутка времени для определения приращений координат и при этом получать достаточно высокую относительную точность. Примером приложений для данного метода может быть сельское хозяйство, когда трактор или комбайн должен работать на огромной пашне в отсутствии ориентиров.

Использование наряду с кодовыми измерениями еще и фазовых измерений, как известно, позволяет значительно увеличить точность позиционирования. Однако, в ГНСС фазовые измерения неоднозначны (неизвестно целое количество длин волн) и для их полноценного использования при позиционировании необходимо производить целочисленное разрешение неоднозначностей, что возможно только при наличии измерений с базовой станции. Метод локального позиционирования основывается на использовании приращений фаз несущих частот без разрешения неоднозначности, что в ряде случаев обеспечивает высокую точность, даже если применяется только одиночный приемник. Такие измерения весьма эффективны на ограниченных интервалах времени, но постепенно теряют точность из-за накопления ошибок [4]. На рис. 4 приводятся результаты оценки точности такого позиционирования как плановая ошибка в метрах. Из приведенного примера видно, что в течение 2500 сек, можно было обеспечить точность локальных координат в пределах 10–20 см, тогда как в режиме абсолютного позиционирования отмечались скачки и дрейф ошибки с отклонениями до 80 см.

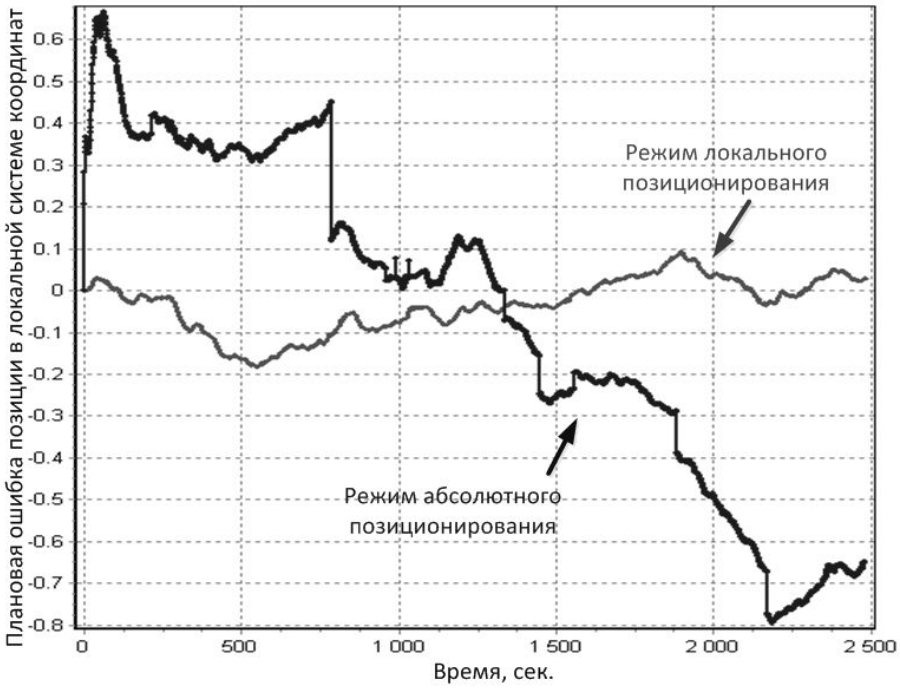


Рис. 4. Плановая ошибка в локальной системе координат в режиме абсолютного позиционирования и локального позиционирования

В процессе работы навигационная аппаратура, установленная на подвижном объекте, может подвергаться сильным динамическим возмущениям из-за тряски при движении, толчков при действиях работающих агрегатов и вибрациях от работы двигателя. Это влияет на кварц опорного генератора, вызывая уход его частоты, и приводят к фазовым ошибкам слежения и даже к срыву слежения за сигналами спутников.

Существует возможность демпфирования опорного генератора по сигналам спутников за счет создания в приемнике многоконтурной следящей системы с использованием общей кварцевой петли (ОКП). Алгоритм ОКП заключается в том, что в дополнение к индивидуальным петлям слежения за сигналом каждого спутника, реализуется широкополосная петля управления, использующая сигналы от всех спутников и формирующая общий для всех спутниковых каналов сигнал ошибки. Этот общий сигнал ошибки возникает при наличии воздействия на опорный генератор приемника, каким является механическое воздействие на его корпус. Общий сигнал ошибки вычисляется в дискриминаторе ОКП и с большой частотой выдается на управляемый генератор каждого спутникового канала [5]. На рис. 5 приводится блок-схема такой ОКП. Сигнал после аналогового радиотракта и аналого-цифрового преобразователя поступает на N входов аппаратных цифровых каналов (Correlator), в которых осуществляется предварительная цифровая обработка сигналов. Выходные значения (I,Q) с каждого цифрового канала используются в индивидуальной петле слежения за фазой принимаемого сигнала (ФАП) от навигационного спутника. В индивидуальной петле слежения сигналы последовательно поступают на индивидуальный дискриминатор (Discriminator), с которого сформированная ошибка слежения поступает на петлевой фильтр (LF) и затем в качестве сигнала управления поступает на цифровой управляемый генератор (NCO), который формирует цифровые отсчеты опорных колебаний для цифрового аппаратного канала. Также выходные значения (I,Q) каждого канала поступают на единый дискриминатор (Discriminator of common quartz loop) общей кварцевой петли, с выхода которого формируется общий сигнал ошибки, который подается в каждый индивидуальный канал.

4. Ошибка многолучевости в навигационном приемнике. При работе по сигналам спутниковых навигационных систем одной из существенных ошибок измерений является ошибка многолучевости. В литературе описано много разных решений по подавлению ошибки многолучевости. Например, известна технология Narrow Correlator, стробовые методы, MEDLL и др. Эти технологии различаются по сложности реализации и по эффективности подавления многолучевости.

Более подробно рассмотрим обработку сигнала при использовании стробовых методов. Метод предназначен для уменьшения ошибки многолучевости с помощью корреляции входного псевдошумового сигнала с особым опорным сигналом - стробовой последовательностью, состоящей из импульсов (стробов) со специально подобранной формой. Устройства, выполняющие операцию вычисления корреляции,

т. е. операцию умножения сигнала на стробовую последовательность и последующего интегрирования, называют *стробовыми корреляторами.* На основе выходных сигналов (чисел) стробовых корреляторов строятся дискриминаторы следящих систем с уменьшенной ошибкой многолучевости.

Инструментом по уменьшению ошибки многолучевости в данном случае является форма строба. При усложнении формы строба (по сравнению с простой прямоугольной) часто возникает взаимообмен (взаиморазмен) между многолучевой и шумовой ошибками. В первых работах выбор формы строба осуществлялся эмпирическим путем, а затем у строба с такой формой начинали варьироваться временные параметры для обеспечения подавления ошибки многолучевости при приемлемой шумовой ошибке [6; 7]. В реальных условиях ошибка кодовых измерений зависит от внешних воздействий и, прежде всего, от влияния отраженных сигналов и собственных шумов. В первом приближении эти воздействия можно рассматривать отдельно и оценивать шумовую ошибку и ошибку многолучевости для заданного сигнала, заданной частотной характеристики радиотракта и структуры стробового коррелятора.

Для некоторых новых сигналов был произведен расчет огибающей ошибки многолучевости при стробе в виде одиночного прямоугольного импульса. При изменении задержки отраженного сигнала относительно прямого, кодовая ошибка многолучевости колеблется с изменением величины ошибки между максимальным положительным и отрицательным значением, но производился расчет только для максимальных положительных и отрицательных ошибок.

На рис. 6 приведены *огибающие* кодовой ошибки многолучевости (в зависимости от задержки отраженного сигнала) для сигнала с тактовой частотой кода 10.23 МГц. При расчетах использовалась модель зеркально отраженного сигнала с амплитудой в два раза меньше прямого сигнала и радиотракт приемника с полосой 20 МГц.

На рис. 7 приводятся огибающие ошибки многолучевости для сигналов BOC(1,1) и сигнала BOC(6,1). При этом все величины на рис. 7 приводятся в относительных величинах относительно длительности C/A кода GPS. Результаты расчетов показывают, что максимальная ошибка многолучевости для сигнала BOC(6,1) несколько меньше, чем для сигнала BPSK(10).

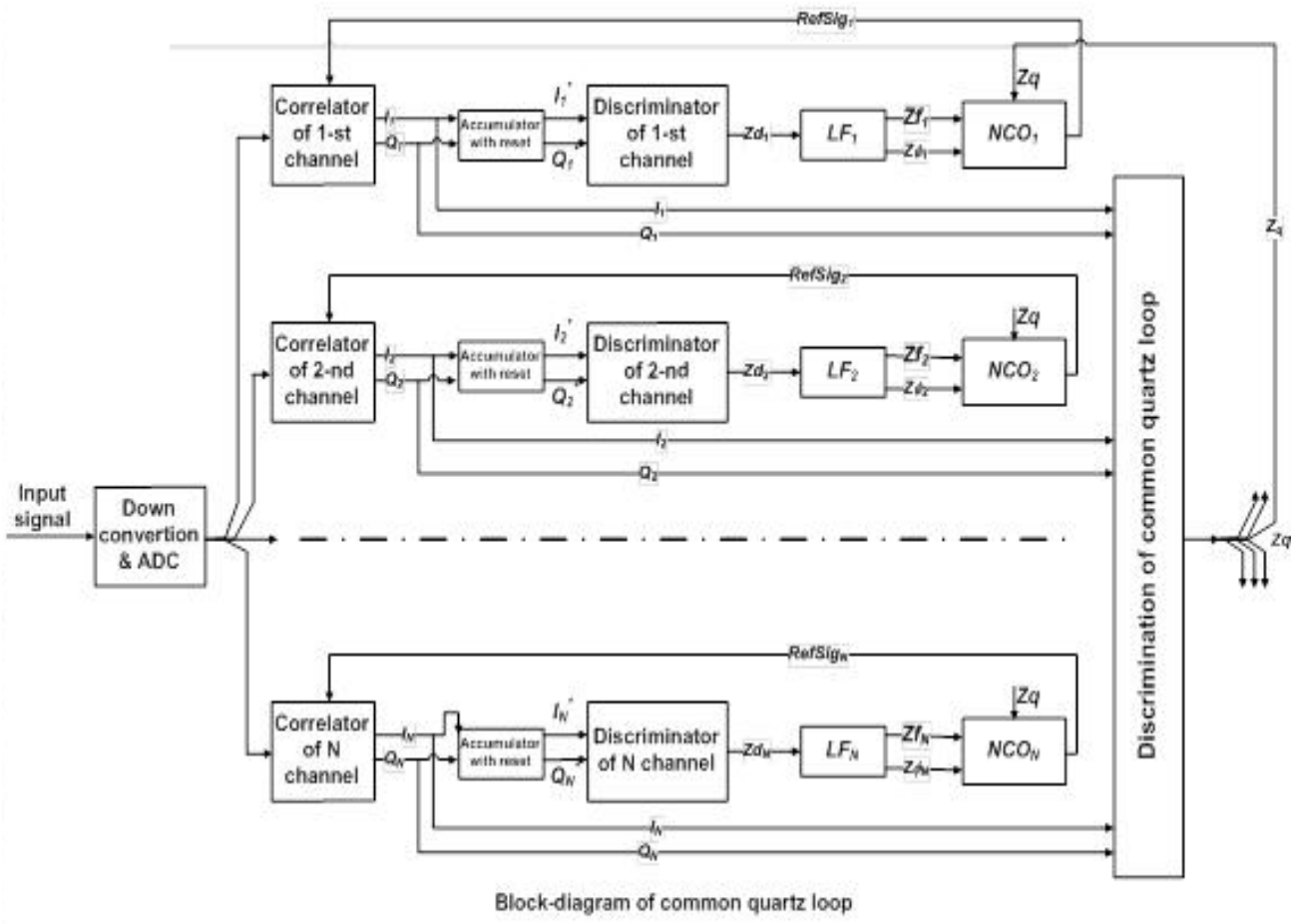


Рис. 5. Блок-схема общей кварцевой петли

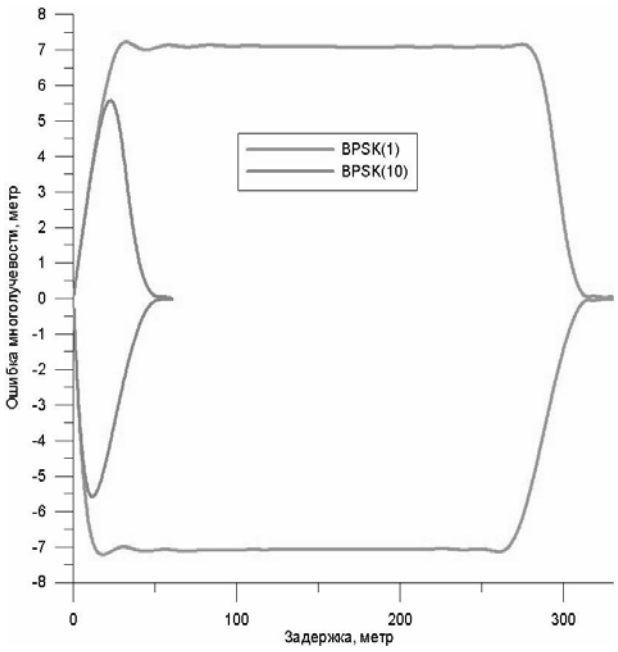


Рис. 6. Ошибка многолучевости BPSK сигналов

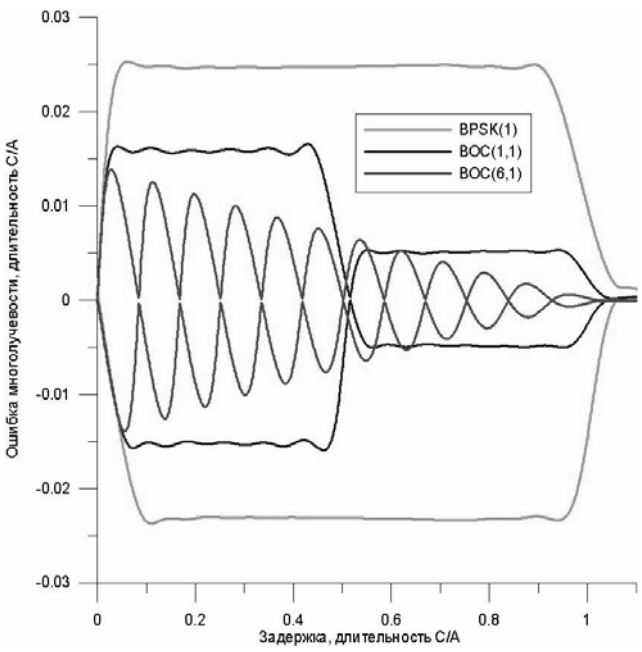


Рис. 7. Ошибка многолучевости BOC сигналов

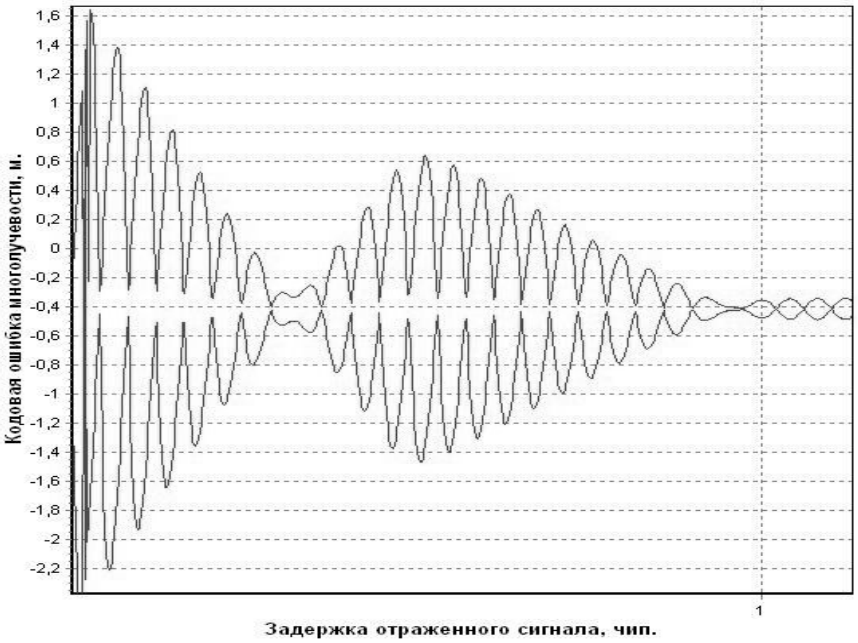


Рис. 8. Огибающая ошибки многолучевости для сигнала DuoBOC(12,1,1)

Существуют новые широкополосные сигналы, которые дают возможность использовать общие частотные диапазоны для GPS и ГЛОНАСС. Один из таких сигналов DuoBOC(12,1,1) приводится в статье [8]. Этот сигнал основывается на сигнале BOC(1,1), но имеет дополнительную модуляцию на основе меандрового колебания с тактовой частотой 12.276МГц. При этом этот сигнал имеет спектральные составляющие как в диапазоне ГЛОНАСС L1, так и в диапазоне GPS L1 и общая полоса сигнала более 40 МГц. На рис. 8 приводится огибающая ошибки многолучевости для сигнала DuoBOC(12,1,1) предложенного в этой работе сигнала при изменении задержки отраженного сигнала относительно прямого до длительности элемента C/A кода GPS.

В табл. 3 приводятся результаты расчета ошибки многолучевости для разных сигналов при указанных выше параметрах отраженного сигнала.

Таблица 3

Кодовые ошибки многолучевости

Тип сигнала	Максимальная ошибка кодовой многолучевости, метр
C/A BPSK(1)	7,284
BOC(1,1)	3,86
BOC(10, 5)	2,8
DuoBOC(12,1,1)	***2,341***

Результаты исследования показывают, что широкополосный сигнал класса DuoBOC обладает наилучшими точностями показателями за счет уменьшения многолучевой ошибки.

Библиографические ссылки

1. Борискин А. Д., Вейцель А. В., Вейцель В. А., Жодзишский М. И. Аппаратура высокоточного позиционирования по сигналам глобальных спутниковых навигационных систем: приемники-потребители навигационной информации : монография / под ред. М. И. Жодзишского. М. : Изд. МАИ-Принт, 2010.

2. Поваляев А. А., Вейцель А. В., Мазепа Р. Б. Глобальные спутниковые системы синхронизации и управления движением в околоземном пространстве : учеб. пособие. М. : Вузовская книга, 2012.

3. URL: http://www.topconpositioning.com/products/gps/receivers/hiper-v/vanguard-technology

4. Никитин Д. П., Вейцель А. В. Экспериментальное исследование характеристик локального позиционирования в автономном режиме работы навигационного приемника // Информационно-измерительные и управляющие системы. М. : Радиотехника, 2012. № 8.

5. Белоглазов В. В., Вейцель А. В. Алгоритмы обработки сигналов в навигационных приемниках для высокоточного временного обеспечения // Метрология времени и пространства : материалы 6 Междунар. симпозиума. Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ». 2012.

6. Вейцель А. В., Вейцель В. А., Татарников Д. В. Аппаратура высокоточного позиционирования по сигналам глобальных спутниковых навигационных систем: Высокоточные антенны. Специальные методы повышения точности позиционирования : монография / под ред. М. И. Жодзишского. М. : Изд. МАИ-Принт, 2010.

7. Вейцель В. А., Вейцель А. В. Радиоприемники спутниковых систем определения координат. М. : Вузовская книга, 2013.

8. Вейцель А. В. Новый класс меандровых шумоподобных радиосигналов для радионавигационных систем // Вестник МАИ. М. : Изд-во «МАИ», 2009. Т. 16. № 7.

References

1. Boriskin A. D., Veytsel A. V., Veytsel V. A., Zhodzishsky M. I. *Apparatura visokotochnogo pozicionorovaniya po signalam globalnih navigatcionnih system: priemniki potrebiteli navigationnoy informatcii* (Apparatus for high accuracy positioning on the signals of global satellite navigation systems: Receivers-consumers of navigation information). Moscow, MAI-Print, 2010.

2. Povalayev A. A., Veytsel A. V., Mazepa P. B. *Globalnie sputnikovye systemi cinhronizatcii I upravleniya dvizeniem v okolozemnom prostranstve* (Global satellite synchronization system and motion control in near-Earth space). Moscow, Vuzovskya kniga, 2012.

3. Available at: http://www.topconpositioning.com/products/gps/receivers/hiper-v/vanguard-technology.

4. Nikitin D. P., Veytsel A. V. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. Moscow, Radiotehnika, Informacionnye systemi. 2012. № 8.

5. Beloglazov V. V., Veytsel A. V. *Algoritmi obrabotki signalov v navigatcionnih priemnikah dly visokotochnogo vremennogo obespecheniya*. Mendeleevo, 6-oy simpozium, VNIIFTRI, 2012.

6. Veytsel A. V., Veytsel V. A., Tatarnikov D. V. *Apparature visokotochnogo positcionirovanya po signalam globalnih sputnikovih system: visokotochniye antenny. Specialnye metody povisheniya tochnosti posicionirovanya* (Apparatus for high accuracy positioning on the signals of global satellite navigation systems: High-precision antennas. Special techniques to improve the positioning accuracy). Moscow, MAI-PRINT, 2010.

7. Veytsel V. A., Veytsel A. V. *Radiopriemniki system opredeleniya koordinat* (Radio positioning satellite systems). Moscow, Vuzovskya kniga, 2013.

8. Veytsel A. V. *Vestnik MAI*, 2009, Vol. 16, №7.

© Вейцель А. В., 2013

УДК 621.396

ЛАЗЕРНЫЙ ГЛОНАСС

В. Д. Шаргородский[1], В. Е. Косенко[2], М. А. Садовников[1], А. А. Чубыкин[1], В. И. Мокляк[2]

[1]ОАО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»
Россия, 111024, Москва, ул. Авиамоторная, 53
[2]ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: vim@iss-reshetnev.ru

«Лазерный ГЛОНАСС» – это совокупность методов и технических средств на основе использования которых, погрешность космического сегмента ГЛОНАСС уменьшена. Создание и полномасштабное развертывание бортовых и наземных систем лазерного ГЛОНАСС может рассматриваться как эффективный ассиметричный ответ конкурирующим системам (GPS, Galileo и др.), в части обеспечения точности космического сегмента.

Создание опытных и серийных образцов бортовой и наземной лазерной аппаратуры предусмотрено ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 гг.».

Вопрос создания лазерного ГЛОНАСС и, следовательно, достижения мирового лидерства в части потенциальной точности эфемеридно-временного обеспечения – реальная перспектива ближайшего времени.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС), координатно-временное и навигационное обеспечение (КВНО), эфемеридно-временное обеспечение (ЭВО), глобальная навигационная спутниковая система США (GPS), эквивалентная погрешность дальности за счет космического сегмента (UERE), погрешность за счет космического сегмента, лазерные измерения.

LASER GLONASS

V. D. Shargorodsky[1], V. E. Kosenko[2], M. A. Sadovnikov[1], A. A. Chubikin[1], V. I. Moklyak[2]

[1] Joint-Stock Company “Research and Precision Corporation “Precision Systems and Instruments”
53 Aviamotornaya str., Moscow, 111024, Russia
[2] JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: vim@iss-reshetnev.ru

“Laser GLONASS” is a complex of techniques and technical means, on the basis of which the GLONASS signal-in-space error will be radically reduced. Creation and full deployment of onboard and ground laser GLONASS systems may be recognized as an effective and asymmetrical response to the competing systems (GPS, Galileo, etc.) concerning provision of the space segment precision.

Development of prototypes and production samples of onboard and ground laser equipment is foreseen by the «Maintenance, development and use of the GLONASS system for 2012–2020» Federal Program.

The problem of laser GLONASS development and therefore achievement of the worldwide leadership in the field of potential ephemeris-timing provision is the real prospective of the nearest time.

Keywords: Global Navigation Satellite System (GNSS); Positioning, Navigation and Timing (PNT); Global Positioning System (GPS); User Equivalent Range Error (UERE), laser ranging. Signal-in-space error, Intersatellite Laser Navigation Link System.

Для достижения высоких точностных характеристик глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС, предусмотренных основными показателями Федеральной целевой программы (ФЦП) «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС» на период до 2020 года и соответствующими техническими заданиями, предполагается создание лазерных средств, реализующих прорывные информационно-измерительные технологии.

Ключевой проблемой, которая должна быть решена при выполнении Федеральной целевой программы ГЛОНАСС в 2012–2020 гг., является обеспечение конкурентоспособной точности навигации потребителей. Наибольший вклад в баланс погрешностей определения местоположения потребителя вносит погрешность космического сегмента, то есть орбитальной группировки навигационных космических аппаратов и наземного комплекса управления. Совокупность методов и технических средств на основе использования которых указанная погрешность будет радикально уменьшена, получила определение «Лазерный группировки ГЛОНАСС».

Создание и полномасштабное развертывание бортовых и наземных лазерных средств ГЛОНАСС могут рассматриваться как эффективный асимметричный ответ конкурирующим системам (GPS, Galileo и др.).

На базе средств лазерного ГЛОНАСС возможно не только обеспечение паритета ГЛОНАСС в части точности космического сегмента, но и достижение мирового лидерства по точности спутниковой навигации потребителей.

К показателям, которые могут быть достигнуты, на требуемом ФЦП уровне при обязательном использовании лазерных средств относится, в частности, доведение погрешности определения местоположения в реальном времени в Государственной геоцентрической системе координат (ГГСК) за счет космического сегмента (потенциальная координатная погрешность ГЛОНАСС) до следующих показателей:

а) без использования дополнительных систем – до 0,6 м (базовое значение погрешности – 2,8 м);

б) с использованием дополнительных систем в оперативном режиме – до 0,1 м (базовое значение – 1,0 м), а в апостериорном режиме – до 0,03 м (базовое значение – 0,1 м).

Кроме того, ФЦП предполагает уменьшение времени предупреждения потребителей о нарушении целостности навигационного обеспечения до 6 с (базовое значение – 10,0 с) и снижение погрешности определения времени потребителя в системной шкале времени за счет космического сегмента (потенциальная временная погрешность ГЛОНАСС) до 1,0 нс (базовое значение –5,0 нс) [1].

ФЦП также ориентирует на получение измерительных данных для достижения требуемой точности определения параметров вращения Земли; уменьшении погрешности привязки государственной геоцентрической системы координат к центру масс Земли – до 0,01 м (базовое значение – 0,5 м); снижение погрешности Государственной геоцентрической системы координат, реализуемой системой ГЛОНАСС, – до 0,02 м (базовое значение – 0,2 м).

Качество решения этих задач однозначно определяет потенциальную точность и надежность решения потребителем навигационных задач.

С целью уменьшения координатной и временной погрешностей определения местоположения потребителя за счет космического сегмента до сантиметровых и субнаносекундных уровней ОАО «НПК «СПП» разработаны новые лазерные и информационные технологии.

Это, в частности:

– технология проведения нового типа измерений – однопутевых (односторонних) дальностей с информационным обменом в оптическом диапазоне для решения задач оперативного эфемеридно-временного обеспечения;

– технология геодезического обеспечения ГЛОНАСС на основе использования сети станций лазерной дальнометрии эталонных спутников совместно с системами радиоинтерферометров со сверхдлинными базами и беззапросными измерительными системами с целью получения данных колокации для уточнения фундаментальных геодезических параметров, в том числе координат пунктов, а также высокоточного прогнозирования параметров вращения Земли;

– технология прецизионной обработки разнотипных измерительных данных для высокоточного (сантиметрового) уровня определения эфемерид и временных поправок космических аппаратов системы ГЛОНАСС.

Задача обеспечения точности эфемеридно-временного обеспечения ГЛОНАСС является чрезвычайно сложной, имеющей специфические особенности, присущие только системе ГЛОНАСС: частотное разделение сигналов, обеспечение управления и эфемеридно-временного обеспечения с территории РФ и др.

По сравнению с ГЛОНАСС, система GPS (США) имеет ряд очевидных преимуществ в части ЭВО. GPS располагает глобальной сетью станций наземной информационной поддержки, равномерно размещенных вдоль экватора, что дает возможность выполнения на одном витке неоднократной коррекции бортовой шкалы времени (БШВ) КА. Для российской системы такие станции расположены только на территории Российской Федерации. В результате на витке возможна только одна коррекция временной информации.

В основе принципа лазерных измерений лежит измерение времени распространения коротких лазерных импульсов в одно- и двухпутевой локации.

При двухпутевой локации лазерный импульс излучается наземным дальномером, достигает спутника и, отразившись от панели ретрорефлекторов, возвращается к дальномеру. Моменты излучения и приема лазерного импульса регистрируются в одной шкале времени. Расстояние вычисляется на основе умножения полуинтервала времени распространения на скорость света.

Односторонняя (однопутевая) дальность (псевдодальность) определяется на основе регистрации момента излучения лазерного импульса в шкале времени передающего лазерного терминала. При этом момент приема лазерного импульса регистрируется в шкале времени приемного терминала.

Состав парка технических средств лазерного ГЛОНАСС приведен на рис. 1.

В его состав входят следующие элементы:

1. Межспутниковая лазерная навигационно-связная система (МЛНСС), предназначенная для решения следующих задач [2; 3]:

– проведение высокоточных межспутниковых беззапросных измерений для оперативного эфемеридно-временного обеспечения, в первую очередь для многократного на каждом витке определения расхождения бортовых шкал времени КА с субнаносекундной точностью и последующей оперативной коррекции БШВ КА;

– обеспечение глобальности управления КА ГЛОНАСС при размещении только на территории России средств наземного комплекса для взаимной синхронизации бортовых шкал времени КА.

Экспериментальный образец МЛНСС, установленный на КА «Глонасс-М» приведен на рис. 2.

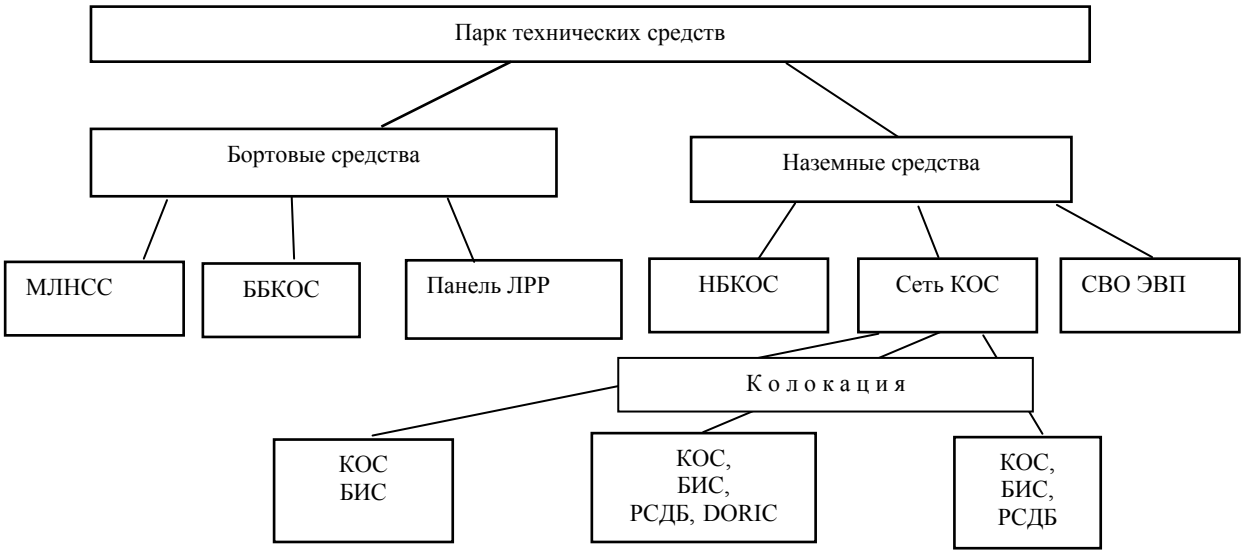


Рис. 1. Состав парка технических средств лазерного ГЛОНАСС

Функции МЛНСС реализуются на основе встречного измерения псевдодальностей между парами НКА и обмена результатами этих измерений [2].

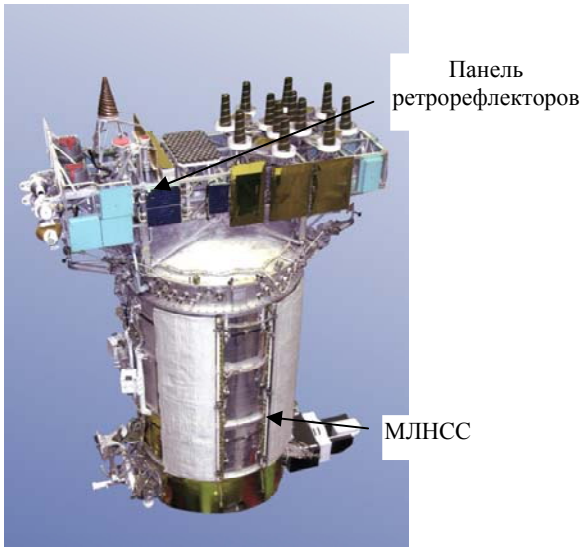


Рис. 2. МЛНСС и панели ретрорефлекторов на КА «Глонасс-М»

Встречные измерения дальности (и, соответственно, сдвигов бортовых шкал времени) между любыми парами космических аппаратов могут осуществляться практически с любой заранее заданной частотой. В масштабе всей орбитальной группировки, даже с учетом прерываний связи на взаимные перенацеливания аппаратуры МЛНСС, может выполняться максимальное число сеансов для определений сдвигов бортовых шкал (например, сеансы выполняются непрерывно с дискретностью 60 мин). Таким образом, при обновлении оперативной информации в навигационном кадре через 30 мин, в каждом втором навигационном кадре частотно-временная информация будет корректироваться по результатам последнего проведенного сеанса лазерных межспутниковых измерений.

Для взаимной синхронизации бортовых шкал времени КА по результатам сеансов межспутниковых лазерных измерений формируется разностная навигационная функция, свободная от погрешностей эфемерид КА. Это обеспечивает определение взаимных расхождений бортовых шкал времени КА с наносекундной и субнаносекундной точностями.

Решение задачи определения эфемерид КА ГЛОНАСС основано на использовании дальномерной навигационной функции взаимных межспутниковых расстояний, которая не зависит от неопределенности уходов бортовых шкал времени КА.

Для передачи информации используется относительная время-импульсная модуляция, при которой информация передается путем изменения временных интервалов между соседними импульсами. Каждым импульсом может передаваться от 20 до 25 бит информации.

Установка межспутниковой лазерной навигационно-связной системы на всех КА ГЛОНАСС обеспечит достижение требуемого в ФЦП значения (не более 1,4 м к 2015 г. и не более 0,6 м к 2020 г.) погрешности определения местоположения в реальном времени за счет космического сегмента.

Результаты полного развертывания межспутниковой лазерной навигационно-связной системы и лазерных наземных измерительно-связных пунктов в составе глобальной спутниковой навигационной системы приводятся в таблице.

Эти задачи решаются на основе высокоточных встречных измерений псевдодальностей между взаимонаведенными и находящимися в режиме автосопровождения по угловым координатам бортовыми лазерными терминалами КА «Глонасс».

Сравнительные характеристики космических навигационных систем GPS, Галилео и лазерного ГЛОНАСС

Характеристика	CPS (31КА)	Галилео (проект)	24 КА; модернизированный НКУ	ГЛОНАСС (по ТТТ-2015г)	ГЛОНАСС (лазерный; 24 МЛНСС; 6ЛНИСП)
UERE – эквивалентная погрешность псевдо-дальности за счет космического сегмента	1,1 м (2 σ)	0,6 м (σ)	от 3 до 4 м (2σ)	0,7 м (2 σ)	0,1 м, не более (2 σ)
Область покрытия комплекса управления	Глобально	Глобально	Территория России	Территория России и государств с действующими БИС	Глобально (при наземной поддержке только с территории России)
Скорость передачи информации	–		до 0,5 кбит/с	до 0,5 кБит/с	до 50 кБит/с
Внутрисистемный контроль целостности навигационного поля	нет	нет	нет	нет	Есть (в части ЧВО)

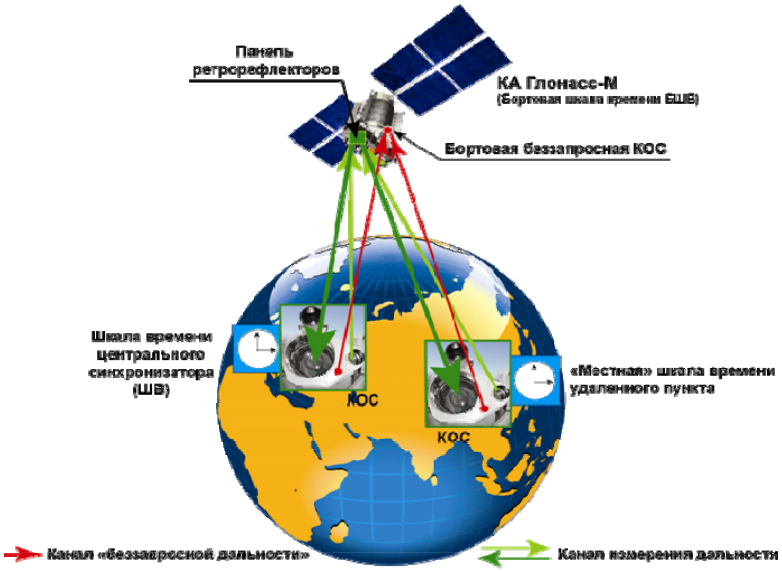


Рис. 3. Схема синхронизации БШВ-ШВ и передачи времени на удаленный наземный пункт с помощью беззапросной квантово-оптической системы

2. Беззапросная квантово-оптическая система (БКОС), схема которой приведена на рис. 3.

БКОС предназначена для решения ряда задач на линии «наземный лазерный пункт – КА «Глонасс» [4; 5]:

– тарировка бортовой и калибровка наземной беззапросной радиотехнической аппаратуры в процессе летной эксплуатации;

– синхронизация пространственно удаленных наземных эталонов времени на уровне, принципиально недостижимом радиотехническими системами и возимыми стандартами частоты.

В беззапросной квантово-оптической системе реализуется способ определения расхождения бортовой и наземной шкал времени, основанный на сравнении одно- и двухпутевых дальностей, измеряемых с субсантиметровой точностью [4].

В состав лазерной системы контроля входят [5]:

– спутниковые лазерные дальномеры (КОС), расположенные вблизи центральных синхронизаторов КНС ГЛОНАСС;

– наземные модули (НБКОС), предназначенные для высокоточных измерений времени излучения лазерных импульсов КОС в шкале времени ЦС;

– бортовой модуль квантово-оптической системы (ББКОС), предназначенный для измерения времени прихода лазерных импульсов на борт космического аппарата ГЛОНАСС в шкале времени бортового синхронизирующего устройства.

Для экспериментальной отработки лазерной системы контроля привлекаются квантово-оптические станции, входящие в состав российской сети лазерной дальнометрии. Две из привлекаемых квантово-оптических станций расположены на пунктах с центральными синхронизаторами ГЛОНАСС [5].

Экспериментальный ББКОС размещается на боковой сотопанели КА «Глонасс-М», имеет массу (с арматурой крепления) около 6,5 кг и энергопотребление около 35 Вт (с учетом системы термостатирования).

Рис. 4. Наземная сеть квантово-оптических систем

Основными составными частями бортового модуля являются мозаичное фотоприемное устройство и таймер, измеряющий время прихода лазерных импульсов, детектируемых фотоприемником, в шкале времени бортового синхронизирующего устройства.

Мозаичное фотоприемное устройство имеет семь каналов с раздельными приемными объективами с полем зрения около 9" и диаметром около 8 мм каждый и установленными в их фокальной плоскости лавинными фотодиодами. Пороговые дискриминаторы каналов объединены по схеме «или», поэтому в целом каналы функционируют как единое фотоприемное устройство.

Мозаичная схема была выбрана для полного перекрытия видимого диска Земли и уменьшения влияния фона солнечного излучения, рассеянного подстилающей поверхностью. Рабочая длина волны фотоприемника равна 0,532 мкм, уровень фона ограничивается интерференционным фильтром с полосой пропускания около 3 нм. Рабочий диапазон освещенностей фотоприемника, в котором обеспечивается измерение времен прихода лазерных импульсов с заданной точностью, составляет 0,02–2 фДж/мм^2. Бортовое запоминающее устройство обеспечивает объем измерений до 2 миллионов импульсов в сеансе наблюдения и позволяет получать ограниченные по объему выборки из массива измерений для повышения оперативности их доставки с борта КА средствам НКУ.

Случайная погрешность однократных измерений времени прихода импульсов на борт космического аппарата определяется длительностью лазерного импульса, шумами фотоприемника, таймера и оценивается значением не более 130 пс. Для устранения переменных задержек, связанных с зависимостью измеренных времен прихода от амплитуды импульсов, фотоприемные каналы снабжены устройствами измерения амплитуды, причем данные амплитудных измерений передаются в центр обработки данных в составе общего массива измерительных данных.

3. Сеть квантово-оптических систем (рис. 4), в состав каждой из которых входит лазерный дальномер, работающий по лазерным ретрорефлекторам (ЛРР), установленным на космических аппаратах, предназначенную для решения совместно с международной сетью лазерных станции следующих задач [6]:

– тарировка бортовых и калибровка радиотехнических средств запросных измерительных систем траекторных измерений в процессе эксплуатации в части выявления систематических и медленно меняющихся погрешностей измерений с субсантиметровой точностью;

– обеспечение высокоточной координатной основы системы ГЛОНАСС, в том числе, при вводе новых средств измерений для обеспечения требуемой погрешности распространения ГГСК системой ГЛОНАСС;

– оценка погрешности передачи навигационным полем ГЛОНАСС государственной геоцентрической системы координат путем сравнения координат, получаемых по лазерным измерениям на распределенных временных интервалах, с их оценками, получаемыми с использованием данных навигационных кадров. Эффективность решения этой задачи особенно велика при использовании результатов обработки данных пунктов колокации радиоинтерферометров со сверхдлинными базами, квантово-оптических систем и беззапросных измерительных систем (БИС).

Выводы

1. Создание опытных и серийных образцов бортовой и наземной лазерной аппаратуры предусмотрено ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 гг.».

2. Вопрос создания лазерного ГЛОНАСС и, следовательно, достижения мирового лидерства в части потенциальной точности эфемеридно-временного обеспечения – реальная перспектива ближайшего времени.

Библиографические ссылки

1. Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС : федер. целевая программа на 2012–2020 гг. [Электронный ресурс] URL: http://www.federalspace.ru/main.php?id=24.

2. Чубыкин А. А., Рой Ю. А., Корнишев О. М., Падун П. П. Использование бортовых лазерных измерительно-связных средств для повышения точности и оперативности ЭВО спутников системы ГЛОНАСС // ЭВ&ЭС. 12.07.2007. С. 25–30.

3. Шаргородский В. Д., Чубыкин А. А., Сумерин В. В. Межспутниковая лазерная навигационно-связная система // Аэрокосмический курьер. 2007. № 1 (49). С. 88–89.

4. Лазерная синхронизация времени / А. А. Чубыкин, В. И. Воробьев, В. И. Ефимкин и др. // НТ – сборник РКТ. Сер. VI. 1982. Вып. 3. С. 28–33.

5. Садовников М. А., Сумерин В. В. Беззапросные квантово-оптические системы контроля и передачи шкал времени ГЛОНАСС // Вестник ГЛОНАСС. 2012. № 3 (7). С. 39–42.

6. Рой Ю. А., Садовников М. А., Шаргородский В. Д. Сеть лазерной дальнометрии – основа улучшения геодезического и эфемеридно-временного обеспечения ГЛОНАСС // Вестник ГЛОНАСС. Спецвыпуск. Сентябрь 2012 г. С. 50–54.

References

1. *Podderzhaniye, razvitiye i ispol'zovaniye sistemy GLONASS* (Maintenance, development and use of the GLONASS system). Federal Program for 2012–2020. Available at: http://www.federalspace.ru/main.php?id=24.

2. Chubikin A. A., Roy Y. A., Kornishev O. M., Padun P. P. *EV&ES*, 12.07.2007, pp. 25–30.

3. Shargorodsky V. D., Chubikin A. A., Sumerin V. V. *Aerokosmicheskiy kur'yer*. 2007, no. 1 (49), pp. 88–89.

4. Chubikin A. A., Vorobiev V. I., Efimkin V. I. et. al. *NT – RKT collected papers*, 1982, vol. 3, ser. VI, pp. 28–33.

5. Sadovnikov M. A., Sumerin V. V. *Vestnik GLONASS*. 2012, no. 3 (7), pp. 39–42.

6. Roy Y. A., Sadovnikov M. A., Shargorodsky V. D. *Vestnik GLONASS*. Special bulletin, September 2012, pp. 50–54.

© Шаргородский В. Д., Косенко В. Е., Садовников М. А., Чубыкин А. А., Мокляк В. И., 2013

УДК 629 783.01:525:527

АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ МОБИЛЬНЫЙ ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС

В. Е. Косенко, В. И. Лавров, В. Е. Чеботарев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

Проведен анализ проблем организации мобильной связи в интересах массовых потребителей и совместимости различных видов и служб связи.

Представлена архитектура перспективного аэрокосмического мобильного информационного комплекса, обеспечивающего комплексирование сотовой связи с космической связью и навигацией и размещаемого на привязном аэростате.

Такое взаимодействие является эффективным и экономичным и может повысить качество обслуживания пользователя в городской среде и в пригородных районах с помощью наземных мобильных систем связи, в то время как спутниковое обслуживание может быть использовано в сельской местности и в тех местах, где наземное мобильное обслуживание не доступно или не экономично. За счет такого объединения повышается надежность и информативность линий сотовой связи с различными стандартами.

Ключевые слова: мобильная связь, сотовая связь, космическая связь и навигация, привязной аэростат.

THE AEROSPACE MOBILE DATA EXCHANGE COMPLEX

V. E. Kosenko, V. I. Lavrov, V. E. Chebotarev

JSC “Academician M.F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia.
E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

The authors performe the analysys of mobile communication creation for the good of the mass consumers and compatibility of different communication types and sevices.

The architecture of the advanced aerospace mobile data exchange complex located on tethered aerostat. This complex is to provide for the interconnection of cellular communications with satellite communications and to provide the user with the navigation data.

This interconnection is effective, efficient and can improve the quality of user service in urban environment and suburbs using ground mobile communication systems, while satellite services could be used in rural area and in those areas, where ground mobile service is not available or inefficient. The reliability and information capability of cellular communication lines with different standard can be improved by means of this integration.

Keywords: mobile communication, cellular communication, space communication and geodesy, tethered aerostat.

Мобильные спутниковые системы связи используются во всем мире для организации спутниковой связи в региональной зоне или в глобальном масштабе [1]. То есть, пользовательский терминал подвижного потребителя имеет возможность направлять и получать вызовы через спутники вне зависимости от географических, экономических или политических границ. Однако достаточно высокая стоимость спутниковых услуг мобильной связи ограничила область их использования в основном ведомственным классом потребителей. Поэтому для массовых (персональных) потребителей в настоящее время получили широкое распространение различные виды системы наземной мобильной связи: сотовые системы, персональные системы связи и другие наземные мобильные системы [1]. Зона наземных систем связи в основном ограничивается теми областями обслуживания, которые имеют ретрансляторы наземного базирования, размещаемые на высотных сооружениях (мачты, башни, высотные дома…). Эти области мобильного обслуживания неизбежно будут относительно малыми, располагаясь в основном в городах и вдоль дорог с интенсивным движением. Наземные мобильные системы не обеспечивают совершенной зоны обслуживания, особенно на границе областей ячеек, и, более того, многие имеют пропуски и провалы в областях обслуживания из-за местных условий, приводящих к блокировке каналов связи, или по другим причинам. Результатом является пропуск вызовов и негарантированное обслуживание при нахождении пользователей в этих граничных областях или провалах.

В разных системах сотовой связи используются разные технологии множественного доступа [1]. Традиционные аналоговые системы сотовой связи, основанные на стандартах AMPS и TACS, используют технологию частотного разделения каналов. Совсем другие технологии применяются в цифровых системах сотовой связи. Самая распространенная называется технологией многостанционного доступа с временным разделением каналов (TDMA). В группу стандартов цифровой связи TDMA входят наиболее популярные стандарты: GSM, NMT-450 (UMC) и D-AMPS. Одновременно быстрыми темпами развиваться еще одна система сотовой цифровой связи, основанная на технологии кодового разделения каналов – стандарт CDMA. В этой системе все телефонные разговоры как бы «перемешаны» в общем широкополосном сигнале, из которого каждый телефонный аппарат выделяет предназначенную ему часть благодаря присвоенному уникальному коду.

Особенность отечественных условий – параллельное развитие чуть ли не всех существующих в мире стандартов сотовой связи. Произошло это по многим причинам – здесь и трудности с диапазонами частот, и стоимость оборудования, и особенности географии, и конкуренция иностранных производителей аппаратуры связи на новом рынке. В итоге во многих городах России высотные сооружения превращаются в «сборище» разнообразных антенн, работающих в различных диапазонах длин волн. Это приводит к серьезным проблемам электромагнитной совместимости и ухудшению связи в каждой из сетей [1].

Поэтому существует логическая необходимость во взаимодействии спутниковых и наземных мобильных систем связи, обеспечив перекрытие спутниковыми ячейками узлов связи наземные ячейки. Такое взаимодействие является эффективным и экономичным и может повысить качество обслуживания пользователя в городской среде и в пригородных районах с помощью наземных мобильных систем связи, в то время как спутниковое обслуживание может быть использовано в сельской местности и в тех местах, где наземное мобильное обслуживание не доступно или не экономично.

В этом случае пользователь может выбрать либо использование спутниковой линии связи, либо наземной линии связи, для чего необходим двухкомплектный или многорежимный терминал пользователя. Однако такой пользовательский терминал имеет уве-

личенную стоимость, массу и энергопотребление при ограниченной информативности.

Таким образом, задача удовлетворительного обеспечения мобильной связи массовых потребителей требует максимальной совместимости работы спутниковой мобильной связи с наземными системами мобильной связи.

1. Построение беспроводных сетей передачи информации с использованием привязных аэростатов. Очевидным путем расширения области покрытия беспроводной сети радиосвязи является подъем базовой станции, с тем, чтобы обеспечить прямую видимость для максимального числа пользователей. В последнее время в России, Европе, США и Японии прорабатываются концепции использования аэростатной техники в качестве несущих телекоммуникационных платформ или высотных платформ. Аэростаты обеспечивают высотное положение передатчиков и ретрансляторов и способны заменить десятки и сотни типовых мачт. Количество аэростатных телекоммуникационных платформ существенно меньше количества мачт-антенн. Качество передаваемого сигнала через высотную телекоммуникационную платформу аналогично по характеристикам спутниковому радиоканалу. С помощью аэростатных систем можно комплексно решать задачи телекоммуникационного и информационного обеспечения в условиях, где невозможно или нецелесообразно прокладывать кабель. В настоящее время применяются следующие технологии разработки высотных платформ для организации региональных беспроводных сетей: стратосферные дирижабли, беспилотные самолеты, привязные аэростаты [1].

Стратосферные дирижабли с соответствующим телекоммуникационным оборудованием базовых станций, поднимаясь на высоту от 15 до 25 км, создают весьма обширную зону покрытия, позволяющую реализовывать глобальные сети. Однако имеются следующие недостатки – длительные сроки разработки (несколько лет), высокая стоимость (десятки миллионов долларов), проблемы с удержанием станции и стабилизацией положения, проблемы энергоснабжения, а также необходимость в точной системе наведения в случае, если используется массив антенн для создания сотовых структур.

Беспилотные самолеты – это легкие самолеты, значительно меньшие аэростатов, снабжаемые обычно энергией от солнечных батарей. Они должны лететь против ветра или по кругу ограниченного диаметра в целях позиционирования над выбранной зоной обслуживания. Основной проблемой этой технологии является необходимость накапливания энергии для ночной работы. Автономность солнечных самолетов пока еще только изучается. Другие недостатки – примерно те же, что и в случае стратосферных дирижаблей.

Привязные аэростаты – это наиболее простая и дешевая технология реализации высотных платформ, при которой в основном решается проблема удерживания станции. Кроме того, привязной трос позволяет легко осуществлять подачу питания на станцию и доставлять данные к ней и от нее (путем оптоволокна, размещенного внутри троса). Основной проблемой этой технологии является исключение помех полетам самолетов, т. е. эксплуатация подобных платформ возможна только в зонах, свободных от авиатрасс, или в периоды, когда рабочая зона покрытия и рабочие высоты свободны от полетов.

Использование привязных аэростатов для создания телекоммуникационных сетей имеет следующие основные преимущества по сравнению с традиционными методами размещения базовых станций на высотных сооружениях:

– расширение зоны покрытия и уменьшение теневых зон;

– возможность организации опорной сети за счет связи между сетью аэростатов с помощью высокоскоростных линий (в оптическом или радиодиапазонах);

– уменьшение помех от наземных РЭС (до 5–18 дБ);

– экологичность – минимизация вредных воздействий электромагнитного излучения на природу и человека (по сравнению с наземными радиосетями);

– многофункциональность (создание телекоммуникационной сети, видеонаблюдение за транспортными потоками, контроль государственных границ, обнаружение очагов пожаров, мониторинг окружающей среды разворачивание новых дециметровых каналов телевидения).

Беспроводная коммуникационная сеть с использованием привязных аэростатов (см. рисунок) включает следующие основные компоненты:

– гелиевый аэростатный носитель;

– базовая станция с широкополосным радиооборудованием для организации сотовой связи и другого дополнительного оборудования (при необходимости) и системой стабилизации положения антенн;

– привязной трос, обеспечивающий удержание аэростата, энергоснабжение и, в некоторых случаях, передачу данных по оптическому кабелю, расположенному внутри троса;

– лебедка для подъема и опускания аэростата;

– причальное устройство для удержания аэростата на земле.

При мобильном варианте реализации причальное устройство и лебедка располагаются в кузове специально оборудованного автомобиля.

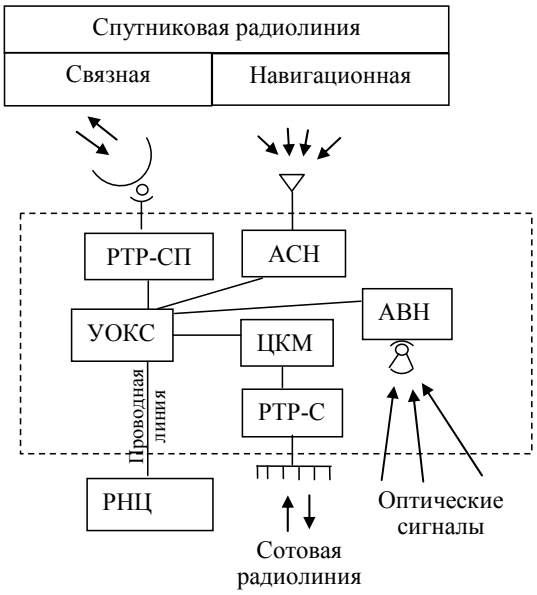
Одними из примеров успешной реализации таких систем являются:

1) БАРС, Москва, Россия. Длина троса – до 1 км. Испытания проведены в 1999 г., система успешно функционирует, обеспечивая зону покрытия диаметром 50–70 км.

2) ARC (Airborn Relay Communications) system, продукт Platform Wireless Internetional. Длина троса – до 4,6 км. Успешные испытания проведены в 2001 г. в Сан-Диего, США. Цель проекта – развертывание аэростатной беспроводной сети над территорией Бразилии.

3) SkyLING. В ходе проекта будет развернута сеть из 18 привязных аэростатов над территорией Велико-

британии. Каждый аэростат, удерживаемый тросом длиной до 1,5 км, обеспечит зону покрытия (соту) диаметром до 65 км. Первая очередь данной сети запущена в 2004 г.



Аэрокосмический комплекс

2. Аэрокосмический мобильный информационный комплекс. Аэрокосмический мобильный информационный комплекс (шифр «Аэрокосм») осуществляет дистанционное информационное обеспечение локальной зоны, размещаемой в любом регионе поверхности земли и в первую очередь в малонаселенных и труднодоступных районах, а также в районах стихийных бедствий, как на постоянной, так и на временной основах [2].

Дистанционное информационное обеспечение подразумевает радиосвязь, радиотрансляцию, телетрансляцию, навигацию, наблюдение, обнаружение в локальной зоне с организацией по спутниковым радиолиниям информационной связи с удаленными наземными службами.

Комплекс «Аэрокосм» строится на объединении принципов информационного обеспечения подвижных потребителей с использованием эксплуатируемых в настоящее время космических систем связи, навигации, наблюдения и систем наземной сотовой радиосвязи через радиоинформационный комплекс, размещаемый на высотной платформе (привязной аэростат). За счет такого объединения повышается надежность и информативность линий сотовой связи с различными стандартами.

Базовая конфигурация комплекса «Аэрокосм» (см. рисунок) содержит множество пользовательских терминалов сотовой связи с различными стандартами, радиоинформационный комплекс (РИК), размещаемый на аэростате, элементы эксплуатируемых спутниковых систем связи и навигации: орбитальная группировка спутников связи и навигации, наземные спутниковые станции связи.

Группа спутников связи может включать в себя спутники на низких, средних и геостационарных орбитах, а также на высокоэллиптических орбитах, осуществляющие информационный обмен между пользовательскими терминалами сотовой связи через РИК с наземными спутниковыми станциями связи.

Группа спутников навигации включает в себя спутники навигационных космических систем ГЛОНАСС/GPS, которые обеспечивают в режиме свободного доступа определение пространственного и углового положения аэростатного комплекса при его оснащении серийной аппаратурой спутниковой навигации (АСН), работающей по сигналам в режиме фазовых измерений [3].

Региональный наземный центр (РНЦ) размещается вблизи наземной точки закрепления привязного аэростата и связывается проводной связью с радиоинформационным комплексом аэростата, а по спутниковым каналам связи с наземными спутниковыми станциями связи. В задачу РНЦ входит энергоснабжение РИК и организация информационного обмена с ним.

Радиоинформационный комплекс на аэростате осуществляет информационное обеспечение локальной зоны путем решения следующих задач:

1) радиосвязь с пользовательскими терминалами мобильной сотовой связи через ретранслятор сотовой связи с многолучевой антенной (РТР-С) и центр коммутации мобильного обслуживания (ЦКМ);

2) радиосвязь с наземными спутниковыми станциями связи по спутниковым радиолиниям через ретранслятор спутниковой связи с многолучевой антенной (РТР-СП) и устройство организации каналов связи (УОКС);

3) определение собственного местоположения, ориентации в пространстве и поправок времени по радиосигналам космических навигационных систем с помощью аппаратуры спутниковой навигации (АСН);

4) видеонаблюдение поверхности Земли в зоне обслуживания с помощью аппаратуры видеонаблюдения (АВН), передача видеоинформации потребителям по спутниковым каналам связи;

5) радиотрансляцию и телетрансляцию в локальной зоне;

6) информационный обмен и энергоснабжение по проводной линии от регионального наземного центра (РНЦ).

Использование аэростатной техники в качестве несущих высотных телекоммуникационных платформ позволит заменить десятки и сотни типовых мачт сотовой связи. Стоимость аэростатной телекоммуникационной платформы на порядок ниже суммарных затрат на мачты-антенны. Качество передаваемого сигнала через высотную телекоммуникационную платформу аналогично по характеристикам спутниковому.

С помощью аэростатных систем можно комплексно решать задачи телекоммуникационного и информационного обеспечения в условиях, где невозможно или нецелесообразно прокладывать кабель. При этом

обеспечивается в интересах массовых потребителей полная совместимость спутниковой системы мобильной связи с одной или более существующих наземных систем мобильной связи.

Такое взаимодействие является эффективным и экономичным и может повысить качество обслуживания пользователя в городской среде и в пригородных районах с помощью наземных мобильных систем связи, в то время как спутниковое обслуживание может быть использовано в сельской местности и в тех местах, где наземное мобильное обслуживание не доступно или не экономично. При этом спутниковые мобильные системы спутниковой связи могут выступать в качестве интегратора разнородных наземных мобильных систем связи.

Радиоинформационный комплекс может комплектоваться типовой аппаратурой. В качестве аэростата может быть использован любой зарубежный или отечественный свободный или привязной аэростат подходящей грузоподъемности и высоты функционирования, а также длительности автономного функционирования. На технические решения, заложенные в комплексе «Аэрокосм», получен патент № 2468516 [2].

3. Программа работ по проекту «Аэрокосм». Для разработки технико-экономического обоснования по экономической эффективности и технической реализуемости проекта, определения содержания и сроков проведения работ, состава кооперации, обеспечивающих возможность оформления заявки для участия в конкурсе инновационных программ, необходимо провести следующие работы:

1. Пригласить к сотрудничеству в реализации проекта «Аэрокосм» разработчиков проекта БАРС.
2. Проработать вопросы применения проекта «Аэрокосм» для интеграции наземных сотовых систем Красноярского края и внедрения в информационную структуру обеспечения трансполярных и межконтинентальных перелетов, в технологиях освоения арктических регионов Красноярского края».
3. Разработать аванпроект аэростатного радиоинформационного комплекса.
4. Разработать технико-экономическое обоснование и бизнес-план пилотного проекта «Аэрокосм-П», реализующий задачи проекта БАРС.
5. Подготовить документы на участие в конкурсе научно-технических исследований, разработок, инновационных программ и проектов для обеспечения конкурентных преимуществ экономики Красноярского края. Определить источники финансирования работ по аванпроекту и бизнес-плану.

Выводы

1. Существует актуальная необходимость расширения мобильных телекоммуникационных услуг и услуг сотовой связи на обширных территориях Красноярского края и особенно в зонах промышленного освоения природных ресурсов.
2. В настоящее время созданы предпосылки для глубокой интеграции мобильных спутниковых систем связи и наземных сотовых систем связи на базе использования аэростатных высотных платформ, оснащенных радиоинформационным комплексом:

– реализован отечественный проект БАРС по организации беспроводной наземной телекоммуникационной сети с использованием привязного аэростатного комплекса АИ-17;

– реализованы отечественные проекты по организации непрерывной спутниковой связи в выбранном регионе на основе аренды каналов связи и глобальной непрерывной навигации на общедоступной основе.

3. Имеется научно-технический и производственный потенциал отечественных предприятий и вузов, способный реализовать пилотный проект «Аэрокосм» в Красноярском крае.
4. Красноярский край является территорией повышенной инновационной активностью: на базе ОАО ИСС создана трансотраслевая технологическая платформа «Национальная информационная спутниковая система» и региональная технологическая платформа «Информационно-телекоммуникационные и космические технологии для инновационного развития Сибири», утвержден Кластер Инновационных технологий ЗАТО г. Железногорск.

Библиографические ссылки

1. Широкополосные беспроводные сети передачи информации / В. М Вишневский, А. И. Ляхов, С. Л. Портной, И.В. Шахнович. М. : Техносфера, 2005. 592 с.
2. Пат. РФ № 2468516. Интегрированная система мобильной связи / В. Е. Косенко, В. В. Хартов, В. И. Лавров, В. Е. Чеботарев. Опубл. 27.11.2012.
3. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с., ил.

References

1. Vishnevsky V. M, Lyakhov A. I., Portnoy S. L., Shakhnovich I. V. *Shirokopolosnyye besprovodnyye seti peredachi informatsii* (Broadband communication wireless networks). Moscow, Technosphera, 2005, 592 p.
2. Kosenko V. Ye., Khartov V. V., Lavrov V. I., Chebotarev V. Ye. Pat. RF № 2468516. *Integrirovannaya sistema mobil'noy svyazi* (Integrated mobile communication system). Publ. 27.11.2012.
3. GLONASS. *Printsipy postroyeniya i funktsionirovaniya* (GLONASS. Design and operation principles), under the editorship of. A. I. Perov, V. N. Kharisov. 4th revised and enlarged edition – Moscow, Radiotechnics, 2010, 800 p., illustrated.

© Косенко В. Е., Лавров В. И., Чеботарев В. Е., 2013

УДК: 629.783:338.94

НОРМИРОВАНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СПУТНИКОВ СВЯЗИ

В. Е. Косенко, В. В. Попов, Д. А. Матроницкий, В. Е. Чеботарев, А. А. Внуков

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

Представлены модели расчета экономической эффективности спутников связи для двух схем финансирования: из госбюджета или за счет внешнего банковского кредитования.

Для каждой схемы финансирования сформированы показатели экономической эффективности: срок окупаемости базовых затрат и индекс доходности проекта.

Разработаны математические модели расчета показателей экономической эффективности для двух схем финансирования, предложен критерий по ограничению диапазона существования показателей экономической эффективности – доходность от проекта не ниже доходности от банковского вклада.

По результатам оценочных расчетов выработаны рекомендации по ограничению срока окупаемости базовых затрат, менее одной трети срока активного существования.

Ключевые слова: спутник связи, индекс доходности, срок окупаемости, экономическая эффективность.

NORMALIZATION OF COST EFFICIENCY FACTOR OF COMMUNICATION SATELLITES

V. Ye. Kosenko, V. V. Popov, D. A. Matronitsky, V. Ye. Chebotarev, A. A. Vnukov

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia.
E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

The cost efficiency calculation models for communication satellites were developed considering two financing schemes: the government budget financing, and at the expences of bank crediting.

For each of these schemes the cost efficiency indicesare formed: basic costs payback period and profitability index.

Respective calculation methods for cost efficiency indices were developed for both financing schemes. There was proposed the constraint criterion for the cost efficiency factor existence range: the project profitability shall be no less than bank deposit profitability.

Using the assesment results there were developed guidelines for the payback period restriction, that is less than one third of the satellite lifetime.

Keywords: communication satellite, profitability index, payback period, economical efficiency.

Экономическая модель создания и эксплуатации спутника связи. Жизненный цикл спутника связи (далее: космический аппарат – КА) характеризуется длительностью ($t_Ж = t_П + t_ГС$) и наличием следующих укрупненных этапов [1]:

– проведение опытно-конструкторских работ (ОКР) (длительность этапа $t_П$);

– эксплуатация в пределах гарантированного срока (длительность этапа $t_ГС$);

– вывод из эксплуатации.

Этап ОКР охватывает период времени от принятия решения о начале работ (выпуск ТТЗ, заключение контракта) до завершения ввода КА в целевое использование, после выведения КА на орбиту в рабочую точку с предъявлением его Заказчику по результатам положительных предварительных проверок.

Затраты на создание спутника (далее – проекта) можно представить в виде суммы двух составляющих: базовые затраты на проведение ОКР $C_{ОКР.б}$ и суммарные затраты на эксплуатацию КА в течение гарантированного срока (суммарные эксплуатационные расходы) $C_{с.э.р}$.

Затраты на проведение опытно – конструкторских работ в свою очередь формируются как сумма затрат на разработку $C_{ОКР.р}$, изготовление $C_{ОКР.и}$ и запуск спутника $C_{ОКР.з}$ на рабочую орбиту

$$C_{ОКР.б} = C_{ОКР.р} + C_{ОКР.и} + C_{ОКР.з}. \quad (1)$$

Текущие расходы на эксплуатацию спутника $C_{т.э.р}$ представим в первом приближении в виде линейной функции от длительности эксплуатации $t_Э$:

$$C_{т.э.р} = C_{у.р} \cdot t_Э, \quad t_Э \le t_ГС, \quad (2)$$

где $C_{у.р}$ – удельные расходы (принимаются постоянными).

Текущий доход от эксплуатации спутника $C_{\text{т.э.д}}$ (текущий эксплуатационный доход) так же представим в виде линейной функции от длительности эксплуатации

$$C_{\text{т.э.д}} = C_{\text{у.д}} \cdot t_{\text{Э}}, \quad t_{\text{Э}} \le t_{\text{ГС}}, \tag{3}$$

где $C_{\text{у.д}}$ – удельные доходы (принимаются постоянными).

Общая модель получения текущего чистого дохода от проекта создания спутника связи, по аналогии с инвестиционным проектом [2; 3], определяется уравнением

$$C_{\text{т.ч.д}} = C_{\text{т.э.д}} - C_{\text{ОКР.б}} - C_{\text{т.э.р}} = \\ = (C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}) \cdot t_{\text{Э}} - C_{\text{ОКР.б}}, \\ t_{\text{Э}} \le t_{\text{ГС}}. \tag{4}$$

Приведенная функциональная зависимость текущего чистого дохода от времени содержит, в неявном виде, зависимость базовых затрат на создание спутника $C_{\text{ОКР.б}}$ от времени с наличием разрыва между первоначальными расходами и последующими доходами (функция знакопеременная).

Суммарный чистый доход от эксплуатации спутника $C_{\text{с.ч.д}}$ в течение всего срока эксплуатации ($t_{\text{Э}} = t_{\text{ГС}}$) согласно формуле (4) составит

$$C_{\text{с.ч.д}} = (C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}) \cdot t_{\text{ГС}} - C_{\text{ОКР.б}}. \tag{5}$$

Дальнейшая детализация экономической модели реализации проекта связана с типом источника первоначального финансирования проекта.

Рассмотрим следующие две принципиально отличающие схемы финансирования [2; 3]:

Схема 1: Госбюджетное финансирование.

Схема 2: Внешнее кредитование.

Расчет экономической эффективности проекта при госбюджетном финансировании. Временная диаграмма процесса реализации проекта при госбюджетном финансировании приведена на рис. 1, разъяснения обозначений по тексту.

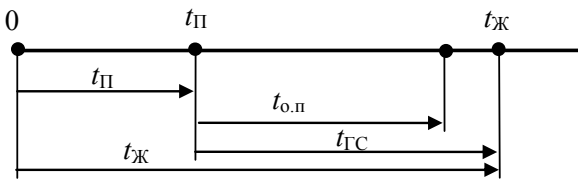


Рис. 1

Общая модель получения текущего чистого дохода от проекта определяется уравнением (4), из которого можно определить срок окупаемости базовых затрат на проведение ОКР, полагая $C_{\text{т.ч.д}} = 0$:

$$t_{\text{о.б}} = \frac{C_{\text{ОКР.б}}}{C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}}. \tag{6}$$

Суммарный чистый доход от эксплуатации спутника $C_{\text{с.ч.д}}$ в течение всего срока эксплуатации ($t_{\text{Э}} = t_{\text{ГС}}$) согласно формуле (5) и с учетом равенства (6) составит

$$C_{\text{с.ч.д}} = (C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}) \cdot t_{\text{ГС}} - C_{\text{ОКР.б}} = \\ = C_{\text{ОКР.б}} \cdot \left(\frac{t_{\text{ГС}}}{t_{\text{о.б}}} - 1 \right). \tag{7}$$

Удельный показатель экономической эффективности создаваемого проекта является индекс доходности проекта [2], определяемый из формулы (7):

$$K_{\text{и.д}} = \frac{C_{\text{с.ч.д}}}{C_{\text{ОКР.б}}} = \frac{t_{\text{ГС}}}{t_{\text{о.б}}} - 1. \tag{8}$$

Согласно уравнению (8) увеличение индекса доходности проекта $K_{\text{и.д}}$ требует уменьшения срока окупаемости $t_{\text{о.б}}$, значение которого при проектировании имеет обратную тенденцию.

Для разрешения этого противоречия введем критерий нормирования нижней границы значения $K_{\text{и.д}}$: сопоставимость индекса доходности проекта $K_{\text{и.д}}$ с соответствующим индексом доходности от вложения в банк $K_{\text{и.д.б}}$ вклада на сумму базовых затрат по ОКР за период полного жизненного цикла проекта КА, который составляет [3]

$$K_{\text{и.д.б}} = (1 + K_{\text{Б}})^{t_{\text{Ж}}}, \\ t_{\text{Ж}} = t_{\text{П}} + t_{\text{ГС}}, \tag{9}$$

где $K_{\text{Б}}$ – ставка банковского вклада.

Из совместного решения уравнений (8) и (9) получим верхнюю границу срока окупаемости базовых затрат $t_{\text{о.б}}$, которую примем за срок окупаемости проекта $t_{\text{о.п}}$:

$$K_{\text{и.д}} = K_{\text{и.д.б}}, \quad t_{\text{о.п}} = \frac{t_{\text{ГС}}}{1 + (1 + K_{\text{Б}})^{t_{\text{П}} + t_{\text{ГС}}}}. \tag{10}$$

В общем случае на показатели эффективности реального проекта накладываются ограничения следующего вида: $K_{\text{и.д}} \ge K_{\text{и.д.б}}$, $t_{\text{о.б}} \le t_{\text{о.п}} \le t_{\text{ГС}}$.

Зависимость срока окупаемости проекта $t_{\text{о.п}}$, удовлетворяющего условию (10), от гарантированного срока $t_{\text{ГС}}$ приведена на рис. 2.

Анализ графиков рис. 2 показывает, что увеличение $t_{\text{ГС}}$ сопровождается увеличением $t_{\text{о.п}}$, что облегчает реализацию проекта, так как $C_{\text{ОКР.б}} \le t_{\text{о.п}} \cdot (C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}})$. Однако при больших значениях $K_{\text{Б}}$ это свойство не соблюдается, т. е. увеличение $t_{\text{ГС}}$ не дает экономического выигрыша.

Расчет экономической эффективности проекта при его внешнем кредитовании. Временная диаграмма процесса реализации проекта при внешнем кредитовании приведена на рис. 3, разъяснения обозначений по тексту.

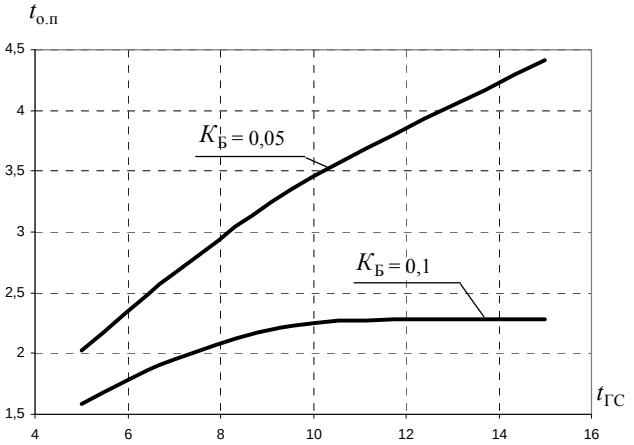


Рис. 2

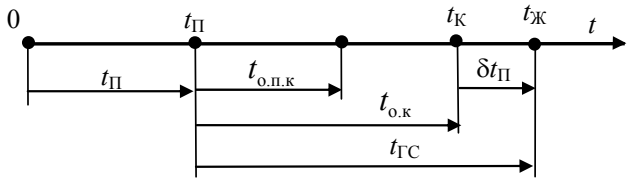


Рис. 3

Для этой модели стоимость ОКР за счет кредитования и страхования рисков возрастает и в случае одноразового кредита определяется выражением

$$C_{ОКР.к} = C_{ОКР.б} \cdot (1 + K_{стр})(1 + K_{кр})^{t_К}, \qquad (11)$$

где $K_{стр}$ – страховой тариф; $K_{кр}$ – ставка кредитования, $t_К$ – максимальный срок кредитования, $t_К \le t_Ж$.

На интервале разработки проекта $t_П$ ежегодные затраты неравномерны, поэтому кредитование может быть дискретным с разными начальными сроками, чтобы снизить общие затраты на проект.

$$t_К^i = t_К - i, \quad C_{ОКР.к} = \sum_{i=0}^{t_П - 1} \Delta C_i,$$
$$i = 0; 1 \ldots t_П - 1, \qquad (12)$$

$$C_{ОКР.к} = (1 + K_{стр}) \sum_{i=0}^{t_П - 1} \Delta C_i (1 + K_{кр})^{t_K^i} =$$
$$= C_{ОКР.б}(1 + K_{стр})(1 + K_{кр})^{t_К} \cdot K_{р.к},$$

$$K_{р.к} = \sum_{i=0}^{t_П - 1} \frac{\Delta C_i}{C_{ОКР.б}} (1 + K_{КР})^{-i}.$$

Значения коэффициента распределения кредита $K_{р.к}$ в зависимости от различных вариантов его дробления для случая $t_П = 3$ представлены в таблице.

Значения коэффициента распределения кредита $K_{р.к}$

№	i	0	1	2	$K_{t_П}$
1	$\frac{\Delta C_i}{C_{ОКР.б}}$	1	0	0	1,0
2	$\frac{\Delta C_i}{C_{ОКР.б}}$	0,3	0,4	0,4	0,953
3	$\frac{\Delta C_i}{C_{ОКР.б}}$	0,1	0,5	0,4	0,939
4	$\frac{\Delta C_i}{C_{ОКР.б}}$	0,1	0,6	0,3	0,943

Анализ данных таблицы подтверждает целесообразность использования распределенного кредита.

Общая модель получения текущего чистого дохода от проекта для случая внешнего кредитования определяется уравнением (4) путем замены выражения затрат на ОКР по формуле (12):

$$C_{т.ч.д.к} = (C_{у.д} - C_{у.р}) \cdot t_Э -$$
$$- C_{ОКР.б} \cdot (1 + K_{стр}) \cdot K_{р.к} \cdot (1 + K_{кр})^{t_К},$$
$$0 \le t_Э \le t_{ГС}. \qquad (13)$$

Длительность срока кредитования и соответственно срока возврата кредита $t_{о.к}$ определим из уравнения (13), полагая $C_{т.ч.д.к} = 0$, $t_К = t_П + t_{о.к}$ и используя равенство (6):

$$t_{о.к} = t_{о.б}(1 + K_{стр}) \cdot K_{р.к} \cdot (1 + K_{кр})^{t_П + t_{о.к}},$$
$$t_{о.к} \le t_{ГС}. \qquad (14)$$

Суммарный чистый доход от проекта формируется после погашения кредита на интервале, равном $\delta t_П = t_{ГС} - t_{о.к}$ и рассчитывается с использованием формул (5) и (6):

$$C_{с.ч.д.к} = (C_{у.д} - C_{у.р}) \cdot \delta t_П = C_{ОКР.б} \cdot \frac{\delta t_П}{t_{о.б}}. \qquad (15)$$

Индекс доходности проекта при внешнем кредитовании определим как отношение суммарного чистого дохода от проекта (см. формулу 15) к базовым затратам на проведение ОКР

$$K_{и.д.к} = \frac{C_{с.ч.д.к}}{C_{ОКР.б}} = \frac{\delta t_П}{t_{о.б}},$$
$$\delta t_П = t_{ГС} - t_{о.к} \ge 0. \qquad (16)$$

Используя тот же критерий нормирования нижней границы значения $K_{и.д.к}$: сопоставимость индекса доходности проекта $K_{и.д.к}$ с соответствующим индек-

сом доходности от вложения в банк $K_{\text{и.д.б}}$ (см. формулу (9)), получим верхнюю границу срока окупаемости базовых затрат $t_{\text{о.б}}$, которую примем за срок окупаемости проекта $t_{\text{о.п.к}}$ при внешнем кредитовании

$$K_{\text{и.д.б}} = K_{\text{и.д.к}}, \quad (1+K_{\text{Б}})^{t_{\text{П}}+t_{\text{ГС}}} = \frac{\delta t_{\text{П}}}{t_{\text{о.п.к}}} = \frac{t_{\text{ГС}} - t_{\text{о.к}}}{t_{\text{о.п.к}}}. \quad (17)$$

Решая совместно уравнения (14) и (17) путем подстановки $t_{\text{о.п.к}} = t_{\text{о.б}}$ и в предположении, что $K_{\text{Б}} = K_{\text{кр}}$, получим уравнение нелинейного вида относительно $t_{\text{о.к}}$:

$$t_{\text{о.к}} = \frac{(1+K_{\text{стр}}) \cdot K_{\text{р.к}}}{(1+K_{\text{кр}})^{\delta t_{\text{П}}}}. \quad (18)$$

Уравнение (18) может быть решено графически, путем построения зависимости $t_{\text{о.к}}$ и $t_{\text{ГС}} = t_{\text{о.к}} + \delta t_{\text{П}}$ от $\delta t_{\text{П}}$, а затем и $t_{\text{о.п.к}}$ от $\delta t_{\text{П}}$ по формуле (17).

Эти графики для случая $t_{\text{П}}$ = 3 года, $K_{\text{кр}}$ = 0,05, $K_{\text{стр}}$ = 0,15, $K_{\text{р.к}}$ = 1,0 приведены на рис. 4.

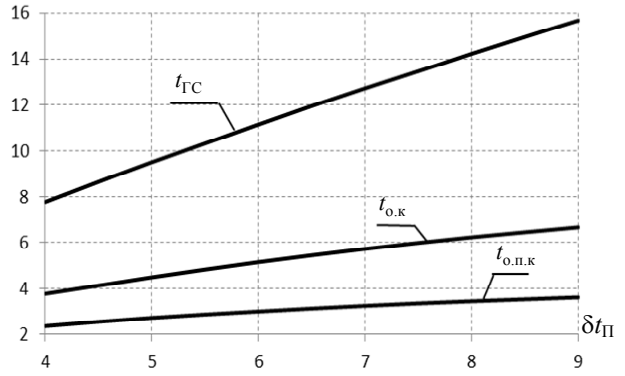


Рис. 4

При малых значениях $K_{\text{кр}}$ степенную функцию можно представить в виде полинома первой степени $(1+K_{\text{кр}})^{\delta t_{\text{П}}} \approx 1 + K_{\text{кр}} \cdot \delta t_{\text{П}}$, что позволит привести уравнение (18) к квадратичному виду относительно $t_{\text{о.к}}$ (при замене $\delta t_{\text{П}} = t_{\text{ГС}} - t_{\text{о.к}}$).

$$K_{\text{кр}} \cdot t_{\text{о.к}}^2 + b \cdot t_{\text{о.к}} - t_{\text{ГС}} = 0,$$

$$t_{\text{о.к}} = \frac{\sqrt{b^2 + 4K_{\text{кр}} \cdot t_{\text{ГС}}} - b}{2K_{\text{кр}}},$$

$$b = 1 - K_{\text{кр}} \cdot t_{\text{ГС}} + \frac{(1+K_{\text{кр}})^{t_{\text{ГС}}}}{(1+K_{\text{стр}}) \cdot K_{\text{р.к}}},$$

$$t_{\text{о.п.к}} = \frac{t_{\text{ГС}} - t_{\text{о.к}}}{(1+K_{\text{кр}})^{t_{\text{П}} t_{\text{ГС}}}}. \quad (19)$$

Расчетные значения $t_{\text{о.к}}$ и $t_{\text{о.п.к}}$ как функция от $t_{\text{ГС}}$, для случая $t_{\text{П}}$ = 3 года, $K_{\text{кр}}$ = 0,05, $K_{\text{стр}}$ = 0,15, $K_{\text{р.к}}$ = 1,0 приведены на рис. 5. Там же для сравнения приведен аналогичный график для $t_{\text{о.п}}$.

Анализ представленных графиков рис. 5 позволяет сделать вывод об ужесточении ограничений на параметр $t_{\text{о.п.к}} = \dfrac{C_{\text{ОКР.б}}}{C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}}$ за счет дополнительных затрат на выплату кредитов и страховых взносов: $t_{\text{о.п.к}} \le t_{\text{о.п}}$.

При этом, срок окупаемости проекта должен быть менее одной трети срока активного существования.

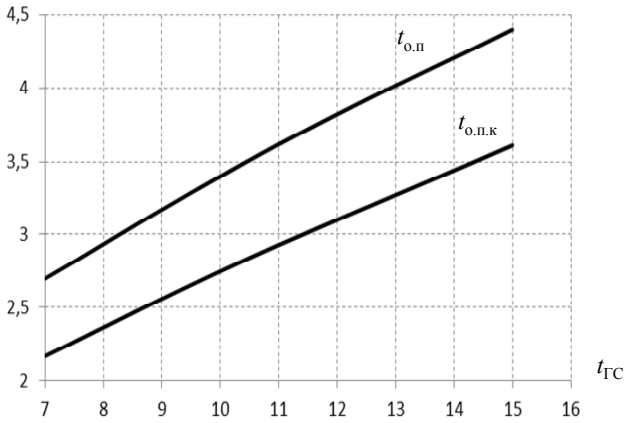


Рис. 5

Формирование показателей экономической эффективности проекта. В рассмотренных экономических моделях реализации проекта показателями экономической эффективности проекта являются: срок окупаемости базовых затрат на проведение ОКР ($t_{\text{о.б}}$) и индекс доходности проекта ($K_{\text{и.д}}$), на которые накладываются ограничения следующего вида:

а) в схеме госбюджетного финансирования $K_{\text{и.д}} \ge K_{\text{и.д.б}}$ и $t_{\text{о.б}} \le t_{\text{о.п}}$;

б) в схеме внешнего кредитования $K_{\text{и.д.к}} \ge K_{\text{и.д.б}}$ и $t_{\text{о.б}} \le t_{\text{о.п.к}}$.

При известных значениях, условиях и сроках финансирования определяются границы показателей эффективности проекта, что позволяет задать верхнее ограничение на стоимость проведения ОКР по проекту:

$$C_{\text{ОКР.б}} \le t_{\text{о.п}} \cdot (C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}),$$

$$C_{\text{ОКР.б}} \le t_{\text{о.п.к}} \cdot (C_{\text{у.д}} - C_{\text{у.р}}). \quad (20)$$

Для использования неравенства (20) при проектировании спутника необходимо построить соответст-

вующие математические модели, связывающие проектные параметры спутника с экономическими показателями $C_{\text{ОКР.б}}$, $C_{\text{у.д}}$, $C_{\text{у.р}}$.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Разработаны модели расчета экономической эффективности спутников связи для двух схем финансирования: из госбюджета или за счет внешнего банковского кредитования.

2. Для каждой схемы финансирования сформированы показатели экономической эффективности и методы их расчета: срок окупаемости базовых затрат и индекс доходности проекта.

3. Предложен критерий ограничения диапазона существования показателей экономической эффективности – доходность от проекта не ниже доходности от банковского вклада.

4. Разработанная модель может быть использована для нормирования показателей экономической эффективности спутников связи.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Титов В. И. Экономика предприятия : учебник. М. : Эксмо, 2008. 416 с.

3. Лукашин Ю. П. Финансовая математика : учеб.-метод. комплекс. М. : Изд. центр ЕАОИ, 2008. 200 с.

References

1. Chebotarev V. E. Kosenko V. E. *Osnovy proyektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* (Foundation of information satellites design). Krasnoyarsk, 2011, 488 p.

2. Titov V. I. *Ekonomika predpriyatiya* (Enterprise economy, tutorial). Moscow, Eksmo, 2008, 416 p.

3. Lukashin Y. P. *Finansovaya matematika* (Financial mathematics. Educational methodical complex). Moscow, EAOI Publishing Center, 2008, 200 p.

© Косенко В. Е., Попов В. В., Матроницкий Д. А.,
Чеботарев В. Е., Внуков А. А., 2013

УДК 621.396.6

ИССЛЕДОВАНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АНТЕННЫХ МОДУЛЕЙ ВЫСОКОТОЧНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ АМ415 В УГЛОМЕРНЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ ПО СИГНАЛАМ ГЛОНАСС/GPS

А. Л. Асеев[1], В. М. Владимиров[2], Ю. Л. Фатеев[3],
А. И. Филиппов[4], В. Ф. Шабанов[2], В. Н. Шепов[2]

[1]Института физики полупроводников имени А. В. Ржанова СО РАН
Россия, 630090, Новосибирск, просп. Академика Лаврентьева, 13. E-mail: aseev@sbras.nsc.ru
[2]Красноярский научный центр СО РАН
Россия, 660036, Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: vlad@ksc.krasn.ru
[3]Сибирский федеральный университет
Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 28. E-mail: fateev-yury@mail.ru
[4]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: sovfai@iss-reshetnev.ru

Разработаны трехдиапазонные (L1/L2/L3) антенные модули АМ415, состоящие из щелевой полосковой антенны вытекающей волны с правой круговой поляризацией и малошумящего усилителя. Исследованы их точностные характеристики. Показано, что при измерении в частотном диапазоне L1 по созвездию ГЛОНАСС/GPS среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки позиционирования второго и третьего модуля АМ415 относительно первого составляет в горизонтальной плоскости менее 2,2 мм, в вертикальной менее 1,7 мм. СКО ошибки позиционирования по углам курса, крена и тангажа не хуже 9 угловых минут при расстоянии между центрами трех модулей 0,7 м и не хуже 4 угловых минут при расстоянии 2 м. Антенные модули АМ415 предназначены для высокоточного позиционирования по сигналам ГЛОНАСС/GPS.

Ключевые слова: щелевая полосковая антенна, антенна с круговой поляризацией, высокоточное позиционирование по сигналам ГНСС, измерения по сигналам ГЛОНАСС/GPS.

STUDY OF ACCURACY CHARACTERISTICS OF THE ANTENNA MODULES OF HIGH-ACCURACY POSOTIONING AM415 IN ANGULAR OBSERVATIONS BY GLONASS/GPS SIGNALS

A. L. Aseev[1], V. M. Vladimirov[2], Yu. L. Fateev[3],
A. I. Filippov[4], V. F. Shabanov[2], V. N. Shepov[2]

[1]Rzhanov Institute of Semiconductor Physics of the SB RAS
13 Lavrentieva prosp., Novosibirsk, 630090, Russia. E-mail: aseev@sbras.nsc.ru
[2]Krasnoyarsk Scientific Center of the SB RAS
50 Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: vlad@ksc.krasn.ru
[3]Siberian Federal University
28 Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: fateev-yury@mail.ru
[4]Siberian State Aerospace University named after Academician M. F. Reshetnev
31"Krasnoyarskiy Rabochiy" prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sovfai@iss-reshetnev.ru

Tri-band (L1/L2/L3) antenna modules AM415 consisting of a patch slot leaky wave antenna with the right-hand circular polarization and a low-noise amplifier have been developed. Their accuracy characteristics is studied. It is shown that when taking measurements in the L1 frequency band using GLONASS/GPS combined constellation the root-mean square deviation (RMSD) of the positioning accuracy of the second and third module AM415 relative to the first one is 2.2 mm in the horizontal plane and 1.7 mm in the vertical plane. RMSD of the positioning accuracy with yaw, roll and pitch angles does not exceed 9 angular minutes at a distance of 0.7 m between the centers of three antenna modules and it is up to 4 angular minutes at a distance of 2 m. The antenna modules AM415 are designed for the high accuracy positioning by GLONASS/GPS signals.

Keywords: patch slot antenna, circular polarization antenna, high accuracy positioning using GNSS signals, measurements by GLONASS/GPS signals.

Переносные приемные активные антенны высокоточного позиционирования по сигналам Глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) с успехом применяются для измерений углов курса, крена и тангажа стационарных и движущихся объектов. Одна из таких антенн, применяемых для угломерных измерений – щелевая полосковая антенна вытекающей волны [1; 2]. Несомненными достоинствами данной антенны являются низкопрофильность, широкополосность и единый стабильный фазовый центр, совпадающий с геометрическим центром антенны.

Излучатель щелевой полосковой антенны вытекающей волны выполняется из диэлектрической подложки с двусторонней металлизацией. Для приема СВЧ сигнала с правой круговой поляризацией резонансные щели в металле верхней стороны подложки закручиваются по спирали вокруг фазового центра антенны. В металле нижней стороны выполняется микрополосковая линия (МПЛ), индуктивно связанная со щелями, и нагруженная на активное сопротивление, равное волновому, для установления в МПЛ режима бегущей волны.

В работе [3] предложен новый способ улучшения технических характеристик щелевых полосковых антенн вытекающей волны, применяемых для высокоточного позиционирования по сигналам ГНСС. Показано, что применение дополнительных щелей с меньшей электрической длиной, чем электрическая длина основных щелей излучателя и выполненных в виде концентрических дуг вокруг фазового центра антенны, позволяет улучшить частотные, фазовые [3] и угловые [4] характеристики антенн. В частности, уменьшается коэффициент эллиптичности, увеличивается подавление кроссполяризации и повышается стабильность локальных фазовых центров антенны, что повышает стойкость данных антенн к многолучевой интерференции, являющейся одним из основных источников ошибок высокоточного позиционирования.

В настоящей работе исследуются точностные характеристики переносных антенных модулей АМ415, предназначенных для высокоточного позиционирования по сигналам ГНСС ГЛОНАСС/GPS в трех частотных диапазонах: *L*1, *L*2 и *L*3. Определяется точность позиционирования модулей АМ415 в горизонтальной и вертикальной плоскостях и при измерениях углов курса, крена и тангажа.

На рис. 1, *а* показан внешний вид антенного модуля АМ415. В его состав входит разработанная щелевая полосковая антенна вытекающей волны с правой круговой поляризацией [3] и малошумящий усилитель (МШУ). Верхняя сторона излучателя щелевой полосковой антенны показана на рис. 1, *б*, нижняя – на рис. 1, *в*. Диаметр излучателя равен 145 мм, толщина 1,5 мм, расстояние от излучателя до экрана 13 мм. Рассчитанный (1) и измеренный (2) коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВН) пассивной антенны не превышает 1.5 в диапазоне частот 1,15–1,65 ГГц (рис. 1, *г*).

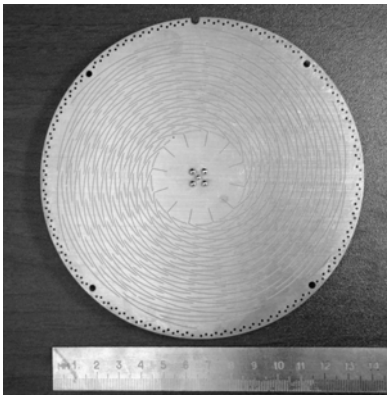
В антенном модуле АМ415 применен трехдиапазонный (*L*1/*L*2/*L*3) МШУ. Измеренные параметры МШУ во всех трех частотных диапазонах составили: коэффициент усиления 30 ± 1 дБ, КСВН менее 1,5, коэффициент шума менее 2 дБ, ΔГВЗ менее 4 нс. Ток потребления МШУ не более 50 мА. Габаритные размеры корпуса АМ415: диаметр 175 мм, высота 50 мм. Вес модуля АМ415 составляет менее 1 кг.

Для испытания антенных модулей АМ415 использовалась угломерная навигационная аппаратура МРК-32. Измерения углов курса, крена и тангажа проводились в частотном диапазоне $L1$ в статическом режиме в нормальных климатических условиях на коротких (0.7 м), средних (1 м) и длинных (2 м) базах. В процессе испытаний записывались файлы измерительной информации, формируемой аппаратурой МРК-32, в том числе измеренные значения курса, крена и тангажа, а также координаты второго и третьего антенных модулей АМ415 относительно первого. В качестве основного критерия при оценке качества АМ415 использовалась погрешность относительных координат АМ415. Это связано с тем, что погрешность измерения углов курса, крена и тангажа зависит как от фазовых характеристик АМ415, так и от длины базы интерферометра, а погрешность относительных координат АМ415 – только от характеристик антенн. Накопление данных проводилось на интервале ≈ 7 часов. Данные измерений обрабатывались в трех режимах: по ГЛОНАСС, по GPS и по совмещенному созвездию ГЛОНАСС/GPS.

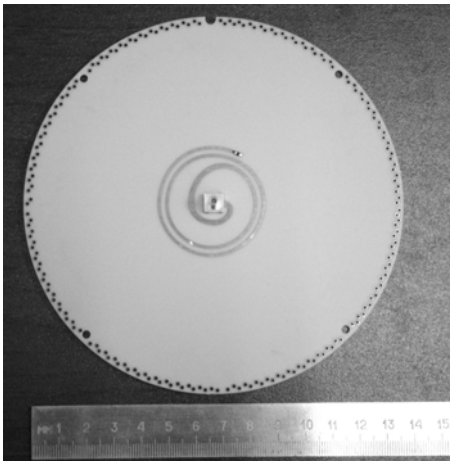
На рис. 2 приведены рассчитанные значения коэффициента усиления антенны в диапазоне азимутальных углов φ от 0° до 360° на несущей частоте GPS 1575.4 МГц (*а*) и ГЛОНАСС 1602 МГц (*б*) частотного диапазона $L1$, где 1 – правая, 2 – левая круговая поляризация. Видно, что антенна слабонаправленная. Коэффициент усиления антенны в зените равен 3дБ. Падение коэффициента усиления от зенита к горизонту составляет около 13дБ. Подавление кроссполяризации в зените составляет свыше 30 дБ на частоте1575.4 МГц и свыше 25 дБ на частоте 1602 МГц. Активная антенна осуществляет бесперебойный прием навигационных сигналов ГЛОНАСС/GPS в частотных диапазонах $L1$ и $L2$ в диапазоне рабочих углов антенны Θ = ±85°, где Θ = 0 – зенит ДН антенны.

На рис. 3, *а*, *б* приведено сравнение нормированных амплитудных ДН антенны в вертикальной плоскости в верхней полусфере на частотах 1575.4 МГц (*а*) и 1602 МГц (*б*), где пустые кружки – расчет, заполненные – эксперимент. Видно неплохое совпадение рассчитанных и измеренных ДН в диапазоне рабочих углов возвышения.

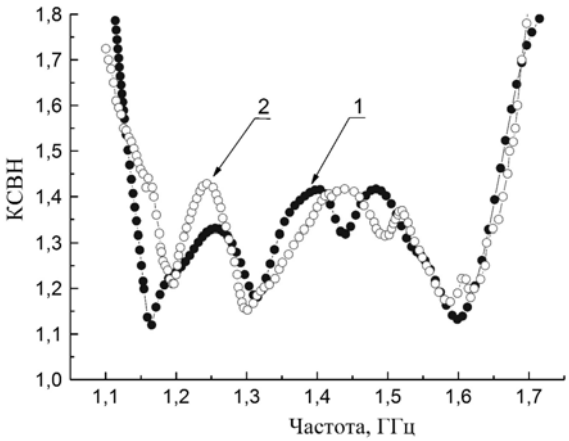
а



б

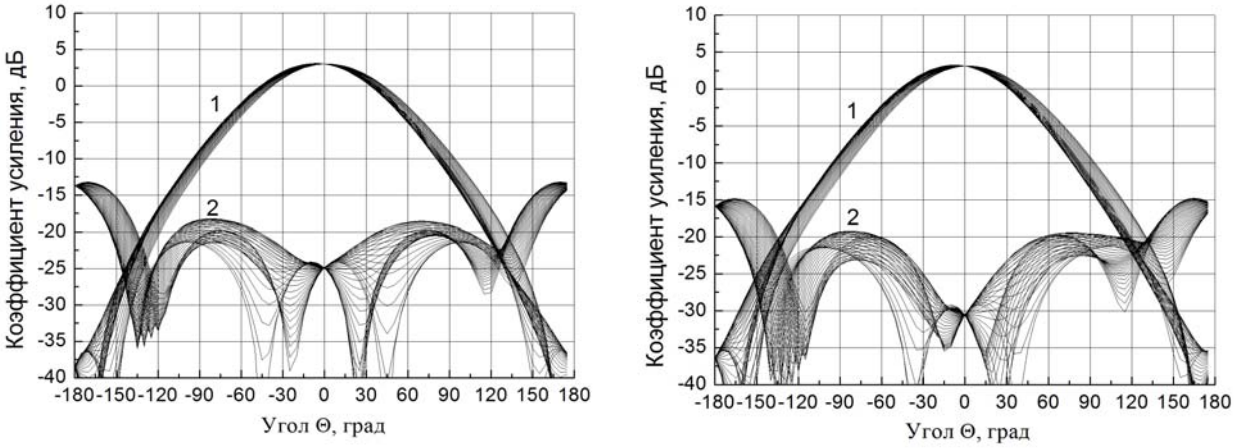


в



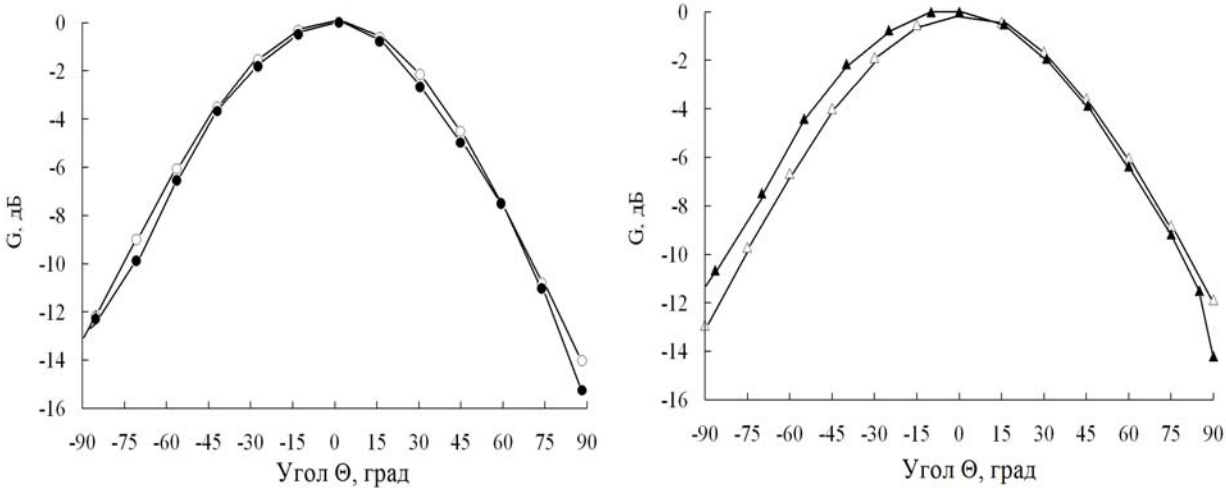
г

Рис. 1. Внешний вид антенного модуля АМ415 (*а*), фотографии верхней (*б*) и нижней (*в*) сторон излучателя щелевой полосковой антенны вытекающей волны и КСВН пассивной антенны (*г*), где (1) – расчет, (2) – эксперимент



а *б*

Рис. 2. Коэффициент усиления антенны



а *б*

Рис. 3. Сравнение нормированных амплитудных ДН антенны на частоте 1575.4 МГц (*а*) и 1602 МГц (*б*): пустые значки – расчет, заполненные – эксперимент

На рис. 4 приведены результаты измерений точности позиционирования одного антенного модуля АМ415 относительно двух других в горизонтальной (*а*) и вертикальной (*б*) плоскостях, и соответствующие им распределения ошибки позиционирования (*в*) и (*г*). СКО ошибки позиционирования в горизонтальной плоскости составило менее 2,2 мм, в вертикальной – менее 1,7 мм. Видно, что распределения ошибок позиционирования – нормальные.

На рис. 5 приведены сравнения измеренных временных зависимостей точности позиционирования по углам курса (*а*) и крена (*б*) разработанных антенных модулей АМ415 (темные точки) и типичных микрополосковых антенн на двухмодовых излучателях (светлые точки) при расстоянии между центрами трех антенн 2 м. Видно, что точность позиционирования антенных модулей АМ415 по углам курса и крена выше точности позиционирования типичных микрополосковых антенн на двухмодовых излучателях приблизительно в 2 раза.

В таблице приведены СКО ошибки позиционирования антенных модулей АМ415 при измерениях углов курса, тангажа и крена при расстояниях между центрами антенн 2 м, 1 м и 0,7 м. Видно, что при измерении по совмещенному созвездию ГЛОНАСС/GPS СКО ошибки позиционирования по углам курса, крена и тангажа не хуже 9 угловых минут при расстояниях между центрами антенн 0,7 м и 4 угловых минут при расстоянии 2 м.

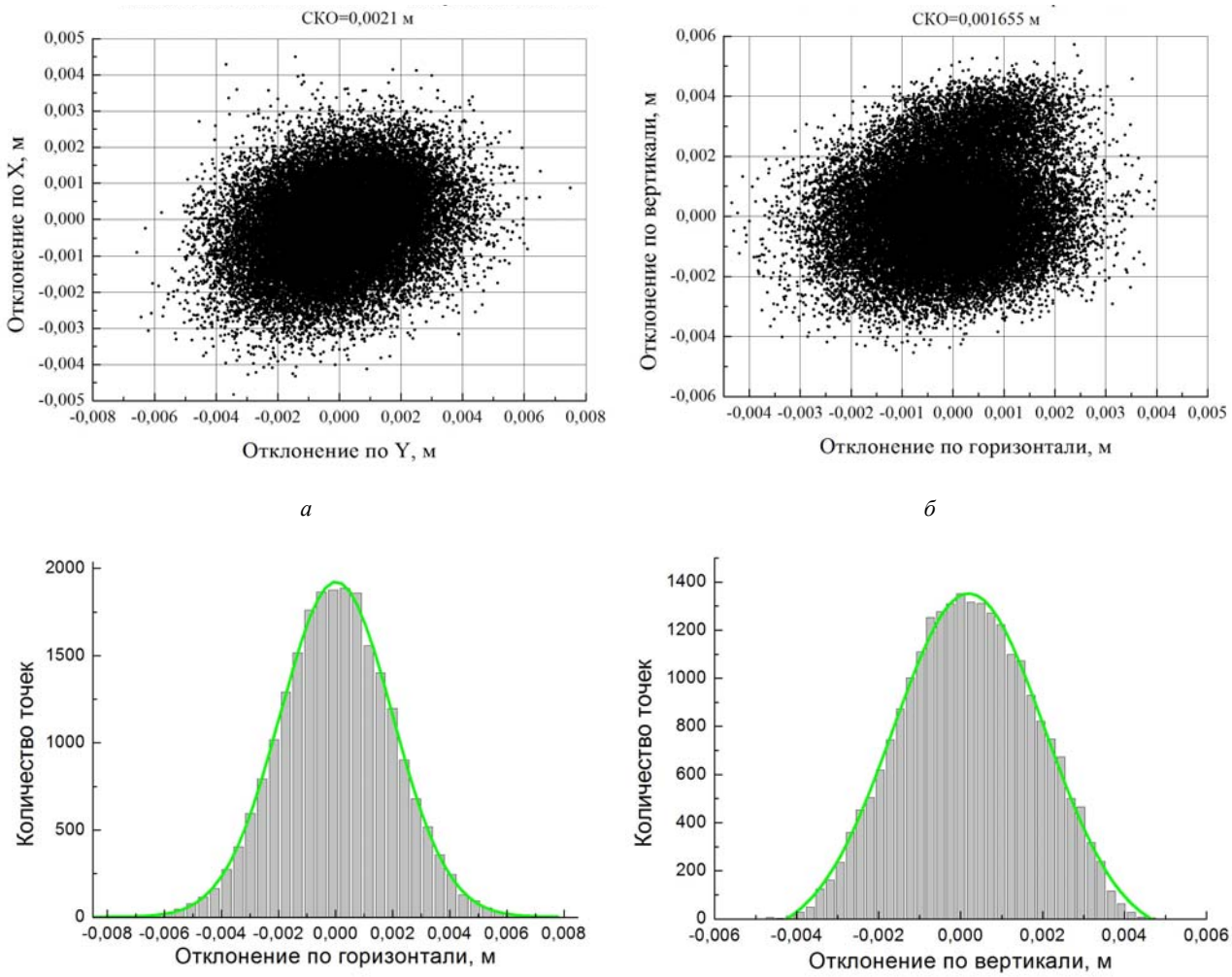


Рис. 4. Точность позиционирования одного антенного модуля АМ415 относительно двух других в горизонтальной (*а*) и вертикальной (*б*) плоскостях и соответствующие распределения ошибки позиционирования (*в*) и (*г*)

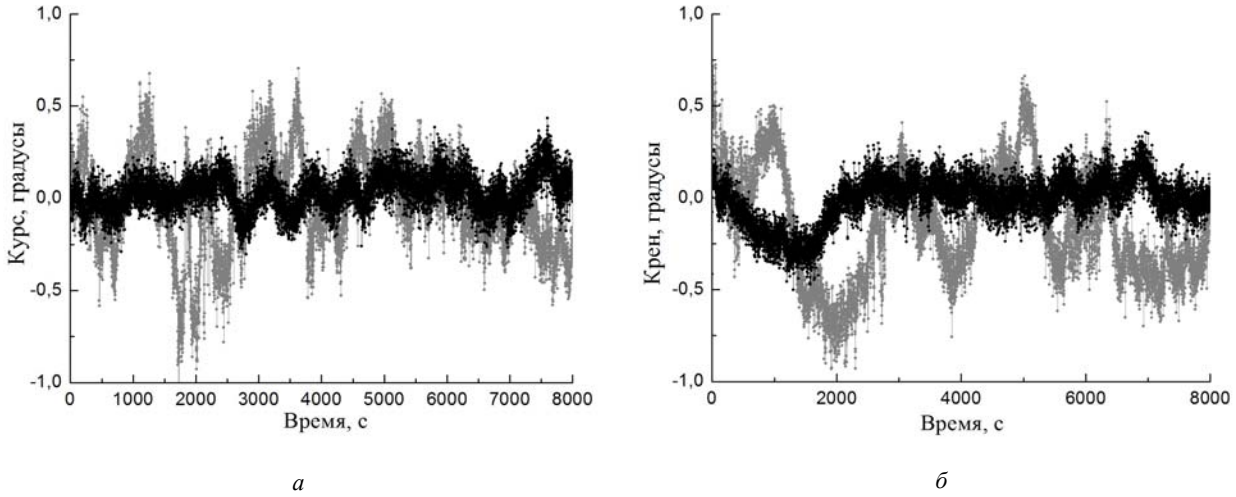


Рис. 5. Временные зависимости точности позиционирования по углам курса (*а*) и крена (*б*) с применением трех активных антенн, темные точки – антенные модули АМ415, светлые точки – типичные микрополосковые антенны на двухмодовых излучателях

Точность позиционирования антенных модулей АМ415 в угломерных измерениях

ГНСС	Угол	СКО на базе 2 м (угловые минуты)	СКО на базе 1 м (угловые минуты)	СКО на базе 0,7 м (угловые минуты)
Измерения по ГЛОНАСС	курс	4.164	8.1	12.378
	тангаж	4.638	10.002	24.323
	крен	5.394	10.806	26.646
Измерения по GPS	курс	2.718	6.307	7.848
	тангаж	3.282	8.868	9.048
	крен	3.726	9.732	10.218
Измерения по ГЛОНАСС/GPS	курс	2.154	4.32	6.852
	тангаж	3.114	7.266	7.746
	крен	3.812	7.854	8.374

Таким образом, из результатов испытаний видно, что распределение вероятностей погрешности измерений относительных координат антенных модулей АМ415 близко к изотропному, при этом уровень переотраженных сигналов сравним с шумовой составляющей погрешности. При измерении же на микрополосковых антеннах на двухмодовых излучателях в тех же условиях уровень переотраженных сигналов превышает шумовую составляющую в 2–3 раза. Соответственно увеличивается и результирующая погрешность измерений. Для уменьшения влияния отраженных сигналов в микрополосковых антеннах на двухмодовых излучателях применяются экраны, выполненные в виде металлических колец (Choke Ring) [5], что значительно увеличивает габаритные размеры и вес антенных модулей. Исследованные же в настоящей работе антенные модули АМ415 не имеют массивного экрана.

Библиографические ссылки

1. Kunysz W. Aperture coupled slot array antenna: pat. 0067315Al U.S. Appl. №:09/375319; Filed: 16 Aug. 1999; Pub. Date: 6 Jun. 2002.

2. Kunysz W., Badger E., Plamondon D. Leaky wave antenna with radiating structure including fractal loops.: pat. WO 2007/009216 A1 25 January 2007.

3. Щелевая полосковая антенна вытекающей волны с дополнительными щелями с малой электрической длиной / В. М. Владимиров, А. С. Кондратьев, Ю. В. Крылов и др. // Антенны. 2012. № 11. С. 12–17.

4. Навигационные характеристики щелевой полосковой антенны вытекающей волны / В. М. Владимиров, А. С. Кондратьев, Ю. В. Крылов и др. // Изв. вузов. Физика. 2012. № 8. С. 86–90.

5. Sciré–Scappuzzo F, Makarov S. N. IEEE transactions on antennas and propagation. 2009. Vol. 57. No. 1. P. 33–46.

References

1. Kunysz W. *Aperture coupled slot array antenna*: pat. 0067315Al U.S. Appl. №:09/375319; Filed: 16 Aug. 1999; Pub. Date: 6 Jun. 2002.

2. Kunysz W., Badger E., Plamondon D. *Leaky wave antenna with radiating structure including fractal loops*.: pat. WO 2007/009216 A1 25 January 2007.

3. Vladimirov V. M., Kondratyev A. S., Krylov Y. V., Markov V. V., Fedotov P. M., Shepov V. N. *Antenny*, 2012, no. 11, p. 12–17.

4. Vladimirov V. M., Kondratyev A. S., Krylov Y. V., Markov V. V., Fedotov P. M., Shepov V. N. *Russian Physics Journal*, 2013, no. 8, p. 951–955.

5. Sciré–Scappuzzo F, Makarov S. N. *IEEE transactions on antennas and propagation*, 2009, vol. 57, no. 1, p. 33–46.

© Асеев А. Л., Владимиров В. М., Фатеев Ю. Л., Филиппов А. И., Шабанов В. Ф., Шепов В. Н., 2013

УДК 621.396.99

ВЫСОКОТОЧНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПО СИГНАЛАМ ГНСС

В. В. Дворкин, С. Н. Карутин

ОАО «Российские космические системы»
Россия, 111250, Москва, ул. Авиамоторная, 53. E-mail: sergey.karutin@rniikp.ru

Проведен сравнительный анализ соответствия текущего состояния комплекса функционального дополнения ГЛОНАСС перспективным требованиям потребителей в части точности навигационного обеспечения.

Предложен алгоритм высокоточного определения местоположения потребителей, обеспечивающий удовлетворение перспективных требований потребителей. Приведены результаты экспериментального исследования алгоритмов работы данного комплекса при использовании существующих технических средств системы дифференциальной коррекции и мониторинга.

На основе проведенных исследований сделаны выводы о перспективах развития систем высокоточного определения местоположения по радиосигналам спутниковых навигационных систем.

Ключевые слова: Высокая точность, ГНСС, СДКМ, функциональные дополнения.

PRECISE POSITIONING ACCORDING TO GNSS SIGNAL

V. V. Dvorkin, S. N. Karutin

JSC «Russian Space Systems»
53 Aviamotornaya str., Moscow, 111250, Russia. E-mail: sergey.karutin@rniikp.ru

The authors present a comparative analysis of of the compliance of global navigation satellite systems (GNSS) augmentations current status with the future user requirements in positioning accuracy. The algorithm of precise positioning is proposed. Experimental studies of the complex algorithms based on the use of the existing system for differential correction and monitoring facilities are presented. On the basis of the research results the forecast of GNSS precise positioning systems development is made.

Keywords: high accuracy, GLONASS, SDCM, augmentations.

По мере совершенствования глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) появляются новые сферы практического применения навигационной аппаратуры потребителя (НАП) этих систем, которые, в свою очередь, требуют дальнейшего повышения точности навигационно-временного обеспечения. Сегодня НАП используют при организации дорожного движения (в том числе по платным дорогам), разборах дорожно-транспортных происшествий и определении страховых случаев, организации автоматического управления дорожной, строительной и сельскохозяйственной техникой, контроле деформации сооружений и высокоточном мониторинге движения точек земной поверхности для снижения рисков и смягчения последствий чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характеров, при функционировании энергетических систем, систем транспортировки нефти и газа, в фундаментальных научных исследованиях и в ряде других приложений.

В настоящее время разработаны и широко применяются на практике методы навигации, в которых потребитель имеет возможность либо осуществлять высокоточные относительные навигационные определения (погрешность порядка единиц сантиметров) на расстояниях в несколько десятков километров от опорных станций, либо проводить абсолютные навигационные определения с погрешностью на уровне единиц метров. Необходимо отметить, что в последние годы произошло несколько событий, которые создали основу для дальнейшего повышения точности определения местоположения по сигналам ГНСС. Во-первых, системы ГЛОНАСС и GPS прошли этап очередной модернизации – на орбите появились навигационные космические аппараты (НКА) нового поколения, излучающие навигационные радиосигналы в диапазонах L_1 и L_2, что позволяет практически полностью устранять ионосферную задержку сигнала двухчастотным методом [1]. Во-вторых, международная служба ГНСС (англ. International GNSS Service, IGS) в результате масштабных исследований разработала алгоритмы оценки эфемерид и частотно-временных параметров бортовых шкал времени НКА, которые дают возможность оценивать данные параметры с погрешностью в единицы сантиметров [2]. Эти обстоятельства позволили создать алгоритмы высокоточных абсолютных навигационных определений (англ. Precise Point Positioning, PPP) [3–5], которые характеризуются точностью определения координат, сопоставимой с относительными методами RTK (см. таблицу, рис. 1).

Программой развития системы ГЛОНАСС на 2012–2020 гг. предусматривается повышение точности навигационного обеспечения потребителей при использовании функциональных дополнений с текущего уровня в 1 м (СКО) до 0,1 м (СКО) в 2020 г. Проведенный выше анализ, основанный на результатах теоретических и экспериментальных исследований, позволяет считать возможным решение данной задачи за счет создания национального широкозонного высокоточного комплекса функционального дополнения, способного предоставить потребителям на территории Российской Федерации возможность осуществлять навигационные определения не только по сигналам системы ГЛОНАСС, но и зарубежных ГНСС.

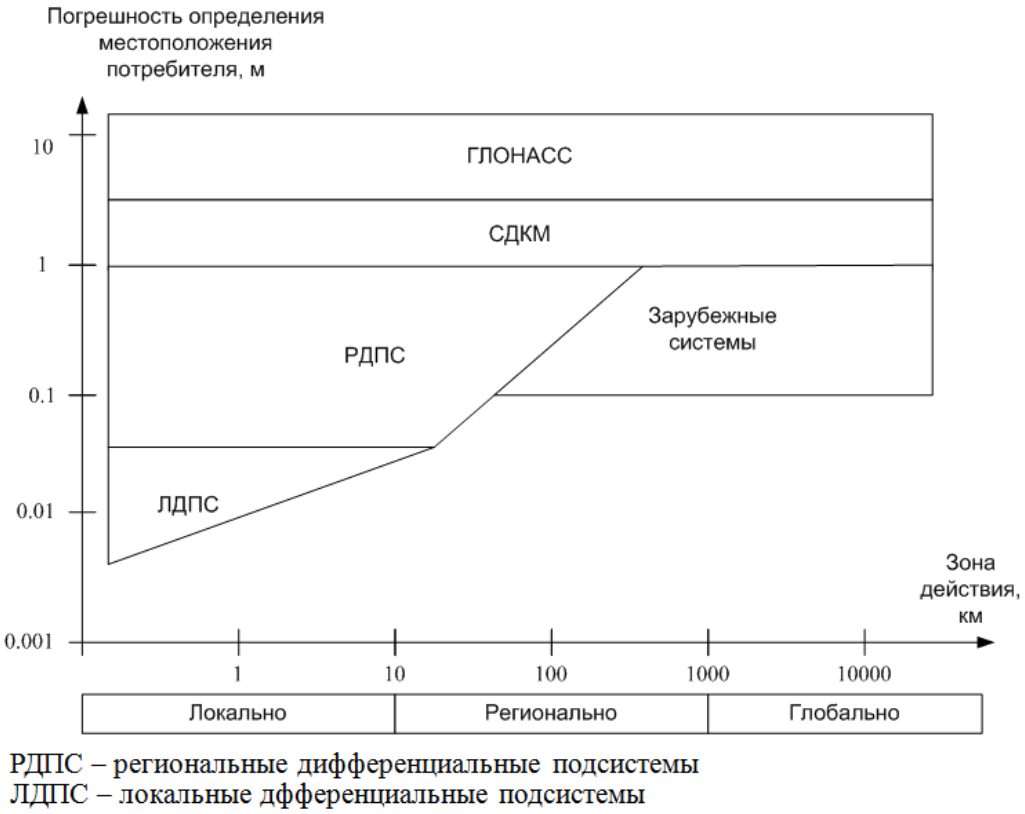


Рис. 1. Классификация функциональных дополнений

Составляющие погрешности навигационных определений

Составляющая погрешности	Режим работы навигационной аппаратуры потребителя					
	абсолютный одно-частотный	абсолютный двух-частотный	локальный дифференциальный	широкозонный дифференциальный	высокоточный от-носительный (RTK)	высокоточный аб-солютный (PPP)
Эфемериды	1	1	0,02	0,3	0,02	0,15
Частотно-временные параметры	1	1	0,02	0,3	0,02	0,15
Ионосферная рефракция	2	–	0,02	0,05	–	–
Тропосферная рефракция	0,5	0,5	0,03	0,12	0,03	–
Аппаратурная погрешность	0,5	0,7	0,5	0,5	0,003	0,003
Геометрический фактор	2	2	2	2		
Общая погрешность	5,1	3,3	1	1,3	0,05	0,05–0,21*

* Погрешность может быть уменьшена за счет обработки длительных интервалов наблюдений.

Метод высокоточного навигационного обеспечения. В общем случае для высокоточного определения координат потребителя необходимо использовать измерения, полученные в результате оценки задержки времени распространения навигационного радиосигнала по фазе несущих и огибающих колебаний, которые являются измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) – псевдодальности по коду S и псевдофазе Φ :

$$S_{ki}^{j} = R_i^j + \delta R^j + c\cdot(\delta t_i - \delta T^j) + \delta_{ki}^{j} + \beta_i^j + e_{ki}^{Sj}, \quad (1)$$

$$\lambda_k \cdot \Phi_{ki}^{j} = R_i^j + \delta R^j + c\cdot(\delta t_i - \delta T^j) - \\ - \delta_{ki}^{j} + \beta_i^j + \lambda_k \cdot N_{ki}^{j} + e_{ki}^{\Phi j}, \quad (2)$$

где R_i^j – геометрическая дальность между *j*-м НКА и *i*-м потребителем; δR^j – погрешность оценки дальности за счет ошибок эфемеридно-временной информации, влияния релятивистских, гравитационных и приливных эффектов, смещения и вариации фазового центра антенн *j*-го спутника и *i*-го потребителя, ошибки многолучевости, аппаратурных задержек *j*-го спутника и *i*-го потребителя; c – скорость света; δt_i – расхождение между шкалами времени потребителя и используемой навигационной системы; δT^j – расхождение между шкалами времени НКА и его навигационной системы; δ_{ki}^{j} – задержка распространения в ионосфере радиосигнала *j*-го НКА до *i*-го потребителя в диапазоне L_k, где k = 1 для диапазона L1, k = 2 для диапазона L2; β_i^j – задержка распространения радиосигнала НКА в тропосфере; N_{ki}^{j} – целочисленная неоднозначность псевдофазовых измерений; λ_k – длина волны несущих колебаний сигнала НКА; $e_{ki}^{Sj}, e_{ki}^{\Phi j}$ – шумовые погрешности измерений псевдодальности и псевдофазы соответственно. Модель измерения псевдофазы (2) содержит также неуказанные в (2) систематическое смещение измерения по *j*-му спутнику, связанное с взаимной ориентацией антенн спутника и потребителя, начальную фазу излучения несущего колебания *j*-м спутником, начальную фазу опорного колебания на несущей частоте в приемнике потребителя.

Для исключения ионосферной задержки распространения сигнала на практике используется следующая линейная комбинация измерений:

$$S_i^j = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}\cdot S_{1i}^{j} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}\cdot S_{2i}^{j} = \\ = R_i^j + \delta R^j + c\cdot(\delta t_i - \delta T^j) + M_i^j \cdot \tau_i + e^{Sj}_i, \quad (3)$$

$$\lambda_{IF}\Phi_i^j = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}\cdot \lambda_1 \cdot \Phi_{1i}^{j} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}\cdot \lambda_2 \cdot \Phi_{2i}^{j} = \\ = R_i^j + \delta R^j + c\cdot(\delta t_i - \delta T^j) + M_i^j \cdot \tau_i + \lambda_{IF}\cdot N_i^j + e^{\Phi j}_i, \quad (4)$$

где $\lambda_{IF} = \dfrac{60\lambda_2}{77^2 - 60^2} = \dfrac{77\lambda_1}{77^2 - 60^2} \approx 0,0063$ м – эквивалентная длина волны безионосферной псевдофазовой комбинации для радиосигналов НКА GPS; $\lambda_{IF} = \dfrac{7\lambda_2}{9^2 - 7^2} = \dfrac{9\lambda_1}{9^2 - 7^2} \approx 0,053$ м – эквивалентная длина волны безионосферной псевдофазовой комбинации для радиосигналов НКА ГЛОНАСС; $M_i^j \cdot \tau_i$ – тропосферная задержка сигнала в виде произведения значения вертикальной тропосферной задержки сигнала *i*-й станции τ_i и отображающей функции M_i^j в направлении *j*-го спутника; $N_i^j = 77\cdot N_{1i}^{j} - 60\cdot N_{2i}^{j}$ – целочисленная неоднозначность безионосферной псевдофазовой комбинации для измерений по радиосигналам НКА GPS; $N_i^j = 9\cdot N_{1i}^{j} - 7\cdot N_{2i}^{j}$ – целочисленная неоднозначность комбинации для измерений по радиосигналам НКА ГЛОНАСС. Необходимо отметить, что тропосферная задержка сигнала в измерениях (3) и (4) исключается путем использования соответствующей тропосферной модели. Как правило, в таких моделях вертикальная тропосферная задержка сигнала *i*-й станции τ_i разбивается на сухую и влажную составляющие. Значение сухой составляющей определяется с помощью модели, а нескомпенсированная моделью остаточная составляющая влажной тропосферной задержки $\Delta\tau_W$ рассматривается как дополнительный оцениваемый параметр.

Наличие в псевдофазовом измерении (2), (4) ряда немоделируемых смещений (аппаратурные задержки на спутнике и в приемнике потребителя, начальная фаза излучения несущего колебания *j*-м спутником, начальная фаза опорного колебания на несущей частоте в приемнике потребителя) приводит к тому, что целочисленная неоднозначность псевдофазовых измерений безионосферной комбинации (4) не может быть описана целым числом и оценивается как действительная величина. В результате на практике используется следующая модель безионосферной псевдофазовой комбинации:

$$\lambda_{IF}\Phi_i^j = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}\cdot \lambda_1 \cdot \Phi_{1i}^{j} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}\cdot \lambda_2 \cdot \Phi_{2i}^{j} = \\ = R_i^j + \delta R^j + c\cdot(\delta t_i - \delta T^j) + M_i^j \cdot \tau_i + A_i^j + e^{\Phi j}_i, \quad (5)$$

где A_i^j – действительная оценка неоднозначности безионосферной комбинации псевдофазовых измерений, вобравшая в себя ряд немоделируемых смещений модели псевдофазы (2) и (4). В частности, модель (5) используется международной службой IGS при выполнении процедур высокоточной оценки ЭВИ НКА ГНСС.

Система уравнений (3) и (5) может в общем случае может быть записана в виде векторного уравнения относительно вектора искомых параметров Δ ($x, y, z, \delta t_i, \Delta\tau_W, A_i^j$) [6]:

$$C\cdot\Delta + Y - E = 0 \quad (6)$$

где C – матрица коэффициентов при искомых параметрах Δ; Y – вектор невязок измеренных и расчетных значений навигационных параметров, который

характеризуется ковариационной матрицей W; E – вектор некомпенсированных погрешностей измерения навигационных параметров.

Для оценки параметров местоположения потребителя можно использовать фильтр, основанный на оценке методом максимума апостериорной вероятности, т. е. фильтр Калмана, имеющий следующий вид:

$$\Delta_m = \Delta_{m-1} + K_m \cdot C_m^T \cdot W_m^{-1} \cdot Y_m, \qquad (7)$$
$$K_m = (K_{m-1}^{-1} + C_m^T \cdot W_m^{-1} \cdot C_m)^{-1},$$

где m – момент времени, на который производится уточнение координат; K_m – корреляционная матрица вектора искомых параметров в момент времени m.

Использование модели измерения псевдофазы (5) (т. е. факт отсутствия учета целочисленной природы неоднозначностей измерения псевдофазы) не накладывает ограничений на точность оцениваемых координат потребителя, но оказывает влияние на длительность периода сходимости решения, т. е. интервал обработки измерений, требуемый для получения заданной точности местоопределения.

В связи с этим, приоритетным направлением развития технологий абсолютной высокоточной спутниковой навигации является разработка процедур целочисленного разрешения неоднозначности псевдофазовых измерений, которые получили название Integer PPP [7–8]. В работах [9–10] показано, что время сходимости существенно сокращается по сравнению со случаем оценки действительных неоднозначностей. Основное отличие данных алгоритмов заключается в подходах к разделения искомого параметра A_i^j на составные части с целью выделения целочисленной неоднозначности в отдельную переменную. В процессе фильтрационного оценивания для системы обрабатываемых уравнений вида (7) используются поисковые процедуры, основанные на минимизации квадратичной формы в целых числах с применением целочисленного унимодулярного преобразования [11].

Результаты экспериментальной оценки алгоритма высокоточного определения местоположения. С целью экспериментальной проверки возможности практической реализации предложенного алгоритма высокоточного определения местоположения в период 2010–2012 годов была проведена серия экспериментов, в ходе которых оценивались погрешности прогнозирования ЭВИ и определения координат стационарных и подвижных потребителей с помощью (7). Помимо составных частей СДКМ при проведении экспериментов использовались технические средства геодезического отдела Центрального научного исследовательского института геодезии, аэросъемки и картографии имени Ф. Н. Красовского.

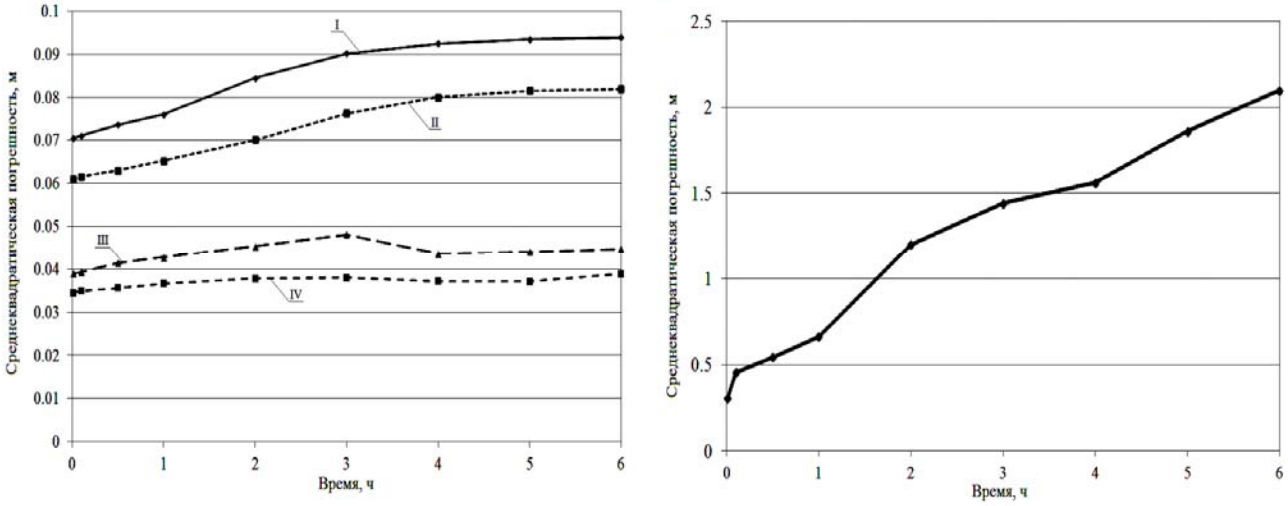
Первая часть экспериментального исследования заключалась в получении экспериментальной оценки точности прогнозирования ЭВИ при различной длительности интервала накопления ИТНП. На рис. 2, *а* представлены зависимости погрешности оценки прогнозных значений эфемерид НКА ГЛОНАСС от апостериорных оценок, полученных международной службой ГНСС, при различной длительности интервала накопления ИТНП. Полученные результаты показывают, что эфемериды НКА могут прогнозироваться на длительные временные интервалы без существенной потери точности, которая определяется длительностью интервала накопления ИТНП. В отличие от эфемерид, результаты оценки величины расхождения прогнозных значений бортовой шкалы времени НКА относительно апостериорных значений в зависимости от времени прогнозирования при использовании 4-х суточного интервала ИТНП показывают необходимость оперативного уточнения частотно-временных параметров для обеспечения высоких точностных характеристик (рис. 2, *б*). Указанное обстоятельство потребовало выделения системы оперативной оценки и прогнозирования частотно-временных параметров (ЧВП) в отдельный модуль в составе центра управления. Совместный анализ полученных результатов показывает, что за время порядка 8 минут, которые необходимы для прогнозирования ЭВИ на следующий временной интервал, существенного ухудшения точности оценки ЭВИ не происходит.

Вторая часть исследования заключалась в проведении серии экспериментов по определению координат статического потребителя в соответствии с (7). В качестве потребителя была выбрана станция СДКМ, расположенная на территории Всероссийского научно-исследовательского института физико-технических и радиотехнических измерений.

На рис. 3 приведены результаты высокоточной оценки координат станции при использовании интервалов наблюдения различной длительности, которые также подтверждают возможность получения оценок координат потребителя с погрешностью на уровне нескольких сантиметров. При расчетах использовалась ЭВИ НКА ГЛОНАСС и GPS, полученная по результатам апостериорной обработки первичных измерений глобальной сети СДКМ и федеральной астрономо-геодезической сети. В обработку были включены измерения псевдодальности и псевдофазы по радиосигналам НКА ГЛОНАСС и GPS в диапазонах L_1 и L_2. Для эксперимента использовали измерения, полученные в сентябре 2010 г.

Заключительная серия экспериментов по оценке точности определения координат подвижных потребителей проводилась на территории аэродрома «Раменское». Поскольку в настоящее время для высокоточного относительного определения координат широко используется технология RTK, то для оценки погрешности определения координат подвижного потребителя в качестве опорной траектории использовались оценки координат, полученные в режиме RTK относительно стационарной базовой станции на территории аэродрома. Результаты сравнения оценок координат подвижного потребителя (рис. 4) показывают, что отклонение оценок координат в режиме абсолютного высокоточного местоопределения от опорной траектории не превышает 0,06 м в плане и 0,15 м по высоте.

Достижение высоких точностей определения координат потребителей в абсолютном режиме возможно благодаря использованию высокоточной ЭВИ в двухчастотной навигационной аппаратуре потребителя с учетом влияния ряда дополнительных факторов. Повышение точности апостериорной оценки и прогнозирования ЭВИ реализуется за счет применения глобальной сети ССИ. При этом точность навигационных определений не зависит от используемой навигационной системы. Применение высокоточной эфемеридно-временной информации, полученной с использованием глобальной сети станций сбора измерений, позволяет оценивать абсолютные координаты потребителей с погрешностью в единицы сантиметров. Полученные результаты показывают возможность применения СДКМ в качестве основы для построения перспективной системы высокоточного определения местоположения потребителя в реальном времени.



а *б*

Рис. 2. Зависимости погрешности прогнозирования эфемерид (*а*) и ухода бортовой шкалы времени (*б*) НКА ГЛОНАСС при различной длительности интервала накопления ИТНП:
I – 1 сутки, II – 2 суток; III – 3 суток; IV – 4 суток

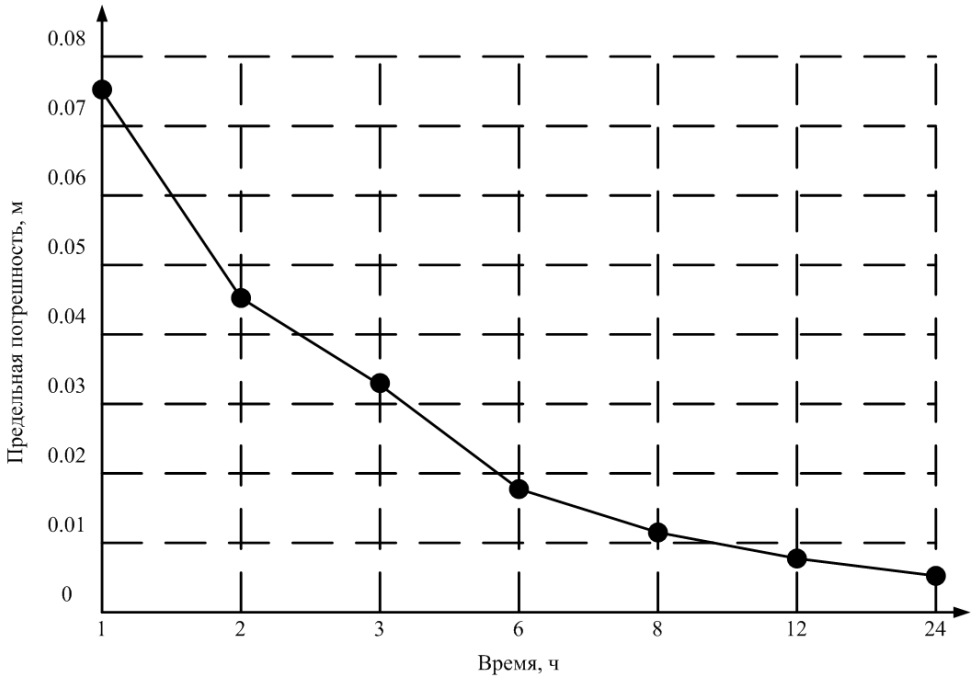


Рис. 3. Погрешность апостериорной оценки координат стационарного потребителя

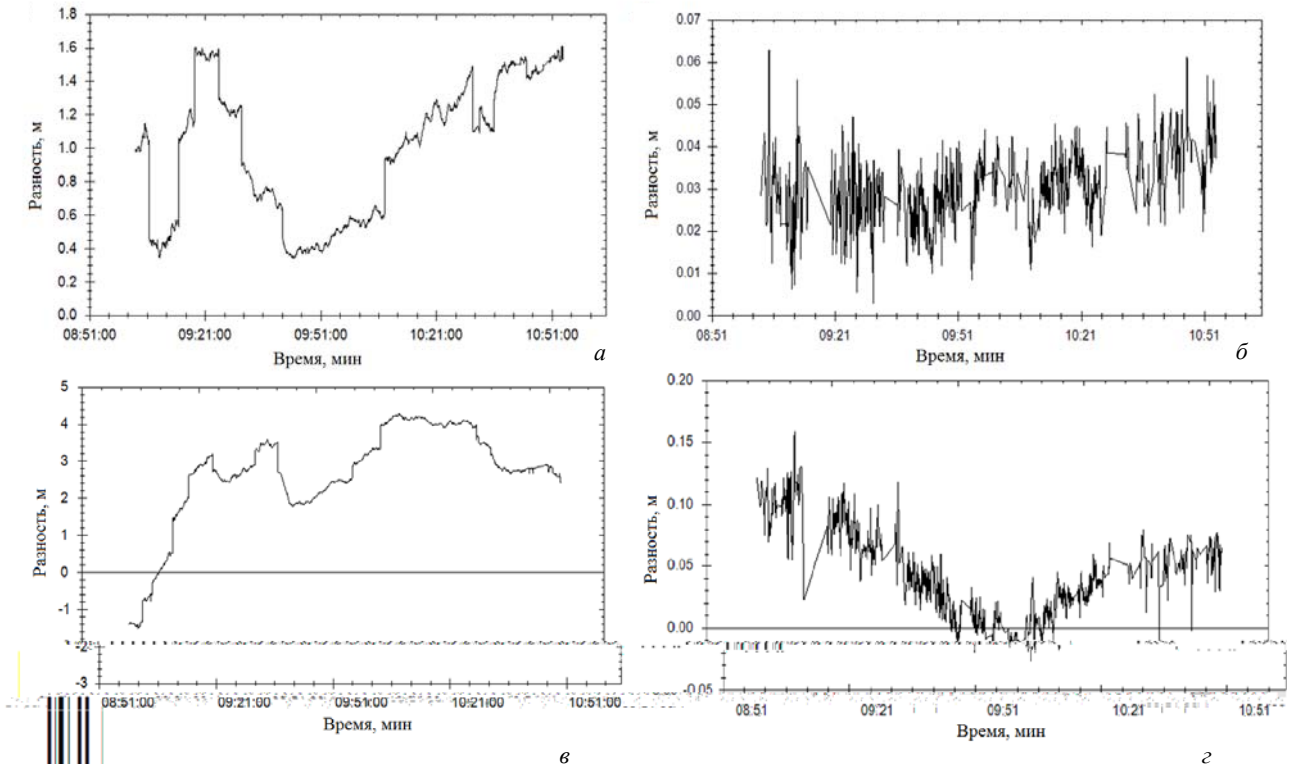


Рис. 4. Разность в оценке плановых координат (*а, в*) и высоты (*б, г*) подвижного потребителя в абсолютном режиме (*а, б*) и режиме высокоточного определения местоположения (*в, г*) относительно значений, полученных в режиме RTK

Библиографические ссылки

1. Xu G. GPS. Theory, algorithms and applications. Second edition. Springer, 2007. 340 p.

2. Intern. GNSS service strategic plan 2008–2012. IGS Central Bureau. Pasadena, USA : Jet Propulsion Laboratory, 2008. 16 p.

3. Kouba J., Heroux P. GPS precise point positioning using IGS orbit products. – Physics and Chemistry of the Earth. 2001. Pt. A. Vol. 26. Iss. 6–8. P. 573–578.

4. Precise point positioning with ambiguity resolution in real-time / Mervant L. et al. Proc. ION GNSS 21th Intern. techn. meeting of the satellite division. Savannah, USA, 2008. P. 397–405.

5. Новый сервис высокоточного позиционирования G2 для GPS и ГЛОНАСС / Т. Мелгард, Э. Виджен, О. Орпен, Хельга Улштайн Д. // Геопрофи. 2010. № 5. С. 11–17.

6. Дворкин В. В., Карутин С. Н., Глухов П. Б. Анализ состояния и перспектив развития технологий высокоточного местоопределения по сигналам ГНСС // Радиотехника. 2011. № 3. С. 4–13.

7. Resolution of GPS carrier phase ambiguities for Precise Point Positioning (PPP) with daily observations / Ge M., G. Gendt, M. Rothacher et al. // J. Geod. 82 (7). 2008. P. 389–399.

8. Ankit Raj Mathur, Toran-Marti F., Dr. Ventura J. Traveset SiSnet user interface. Rev. 3.1. 2006. 69 p.

9. Laurichesse D., Mercier F., Berthias J. P. Real-time PPP with undifferenced integer ambiguity resolution, experimental results. 23rd Int. Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Portland, OR, September 21–24, 2010. P. 2534–2544.

10. Collins P. Isolating and Estimating Undifferenced GPS Integer Ambiguities. ION NTM 2008, 28–30 January 2008, San Diego, CA. P. 720–732.

11. P. de Jounge, C. Tiberius. The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects. Delft Geodetic Computing Centre, 1996. 50 p.

References

1. Xu G. GPS. *Theory, algorithms and applications*. Second edition. Springer, 2007, p. 340.

2. Intern. GNSS service strategic plan 2008–2012. *IGS Central Bureau*. Pasadena, USA, Jet Propulsion Laboratory, 2008, p. 16.

3. Kouba J., Heroux P. *GPS precise point positioning using IGS orbit products*. Physics and Chemistry of the Earth. 2001. Pt. A. Vol. 26. Iss. 6–8. P. 573–578.

4. Mervant L. et al. Precise point positioning with ambiguity resolution in real-time. Proc. ION GNSS 21th Intern. techn. meeting of the satellite division. Savannah, USA, 2008, p. 397–405.

5. Melgard T., Vidgen E., Orpen O., Helga Ulstein D. *Geoprophi*, 2010, no. 5, p. 11–17.

6. Dvorkin V. V., Karutin S. N., Glukhov P. B. *Radiotechnics*, 2011, no. 3, p. 4–13.

7. Ge M., Gendt G., Rothacher M., Shi C., Liu J. Resolution of GPS carrier phase ambiguities for Precise Point Positioning (PPP) with daily observations. J. Geod. 82 (7). 2008, p. 389–399.

8. Ankit Raj Mathur, Felix Toran-Marti, Dr. Javier Ventura-Traveset SiSnet user interface. Rev. 3.1, 2006, p. 69.

9. Laurichesse D., Mercier F., Berthias J. P. Real-time PPP with undifferenced integer ambiguity resolution, experimental results. 23rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Portland, OR, September 21–24, 2010, p. 2534–2544.

10. Collins P. Isolating and Estimating Undifferenced GPS Integer Ambiguities. ION NTM 2008, 28–30 January 2008, San Diego, CA, p.720–732.

11. P. de Jounge, Tiberius C. The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects. Delft Geodetic Computing Centre, 1996, 50 p.

© Дворкин В. В., Карутин С. Н., 2013

УДК 621.391.63

ВОПРОСЫ ТОЧНОСТИ РЕГИСТРАЦИИ ЛАЗЕРНЫХ ИМПУЛЬСОВ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОЙ БЕЗЗАПРОСНОЙ КВАНТОВО-ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

А. С. Жабин[1], П. И. Набокин[1], Д. С. Батеев[2], В. А. Анжина[2]

[1]ОАО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»
Россия, 111024, Москва, ул. Авиамоторная, 53
[2] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: nab-pavel@yandex.ru

Представлены материалы разработки опытного образца бортовой беззапросной квантово-оптической системы. Для решения поставленных задач был разработан измеритель временных интервалов с двухступенчатой системой фазовой синхронизации. Отработка опытного образца бортовой беззапросной квантово-оптической системы проводилась автономно и в составе космического аппарата «Глонасс». В статье приведены факторы, влияющие на точность регистрации лазерного импульса в бортовой шкале времени. Проведена оценка погрешности регистрации импульса. С помощью бортовой системы регистрации лазерных импульсов возможно проведение мониторинга бортовых синхронизирующих устройств (в том числе – определения точности и стабильности их шкал времени), сличения бортовых синхронизирующих устройств с центральными синхронизаторами ГНСС ГЛОНАСС, сличения шкал времени центральных синхронизаторов, в том числе разнесенных на континентальные или межконтинентальные расстояния.

Ключевые слова: лазерное определение положения, пикосекундная точность, точное измерение времени.

QUESTIONS OF SPACECRAFT LASER PULSES REGISTRATION ACCURACY WITH THE USE OF THE ONBOARD QUERY-FREE QUANTUM-OPTICAL SYSTEM

A. S. Zhabin[1], P. I. Nabokin[1], D. S. Bateev[2], V. A. Anzhina[2]

[1] JSC “Research-and-Production Corporation “Precision Systems and Instruments”
53 Aviamotornaya str., Moscow, 111024, Russia. E-mail: nab-pavel@yandex.ru
[2] JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

The authors present the materials of development of prototype of on-board query-free quantum-optical system. For solution of this problem a time intervals measuring instrument with two-stage phase alignment system was designed. Testing of prototype of the on-board query-free quantum-optical system was conducted autonomous and within the spacecraft "Glonass". The authors reveal the factors affecting the accuracy of registration of the laser pulse in the on-board time scale; estimate of the error of pulse detection. With the use of the instrumentality of the on-board query-free quantum-optical system we can describe accuracy and stability of the on-board synchronizer blocks and make comparative measurements of ground central synchronizers of GNSS GLONASS and on-board synchronizers, as well as measurements of ground central synchronizers including synchronizers spaced within one continent or intercontinentally.

Keywords: Optical laser location, picosecond accuracy, precision time measurement.

Лазерные системы мониторинга и передачи времени потенциально позволяют достичь пикосекундных уровней точности при решении задач высокоточного контроля частотно-временных параметров ГНСС ГЛОНАСС и метрологической аттестации радиочастотных технологий передачи времени.

Основополагающий принцип технологии лазерного мониторинга показан на рис. 1.

Наземная лазерная станция излучает короткие импульсы в направлении на космический аппарат (КА), оборудованный ретрорефлекторной системой (РРС), и регистрирует точное время старта импульса и время прихода ответного импульса относительно наземной шкалы времени. Вблизи центра отражения РРС на борту КА устанавливается фотоприемное устройство (ФПУ), регистрирующее приходящий лазерный импульс в бортовой шкале времени. Время прихода импульса на бортовые РРС и ФПУ, измеренное в наземной шкале времени, равно:

$$t^*_{\text{борт}} = \frac{1}{2}\cdot\left(t_{\text{старт}} + t_{\text{прием}}\right)$$

На борту КА ФПУ регистрирует время прихода импульса в бортовой шкале времени. Разность хода бортового и наземного эталонов определится выражением:

$$X = t^*_{\text{борт}} - t_{\text{борт}}$$

Таким образом, можно измерить разность хода (смещение) наземной и бортовой шкал времени, располагая тройкой (триадой) измерений.

При проведении мониторинга бортовых эталонов частоты необходимо использовать наземный эталон частоты более высокого уровня, например центральный синхронизатор. Для синхронизации разнесенных наземных эталонов частоты необходимо с каждого пункта независимо выполнить мониторинг одного и того же бортового эталона и сравнить результаты.

Фундаментальным свойством указанной лазерной технологии является то, что поправка на распространение сигнала в атмосфере для односторонней трассы в направлении на КА полностью компенсируется, когда комбинируется с обычными для дальномера измерениями двойного времени задержки, выполняемыми в одно и то же время. Современные спутниковые лазерные дальномеры обеспечивают сантиметровую точность измерений дальности, что соответствует погрешности измерений времени менее 0,1 нс.

Для мониторинга бортовых синхронизирующих устройств (в том числе – определения точности и стабильности их шкал времени), сличения бортовых синхронизирующих устройств с центральными синхронизаторами ГНСС ГЛОНАСС, сличения шкал времени центральных синхронизаторов, в том числе разнесенных на континентальные или межконтинентальные расстояния, необходимо оснащение каждого КА группировки ГЛОНАСС бортовой системой регистрации лазерных импульсов.

Для ГНСС ГЛОНАСС эти задачи предполагается решать с помощью бортовой беззапросной квантово-оптической системы (ББКОС), функциональная схема которой приведена на рис. 2.

Оптический тракт системы состоит из семиканального фотоприемного устройства. Суммарное поле зрения всех каналов ФПУ составляет 24°, что покрывает практически всю видимую поверхность Земли. Использование многоканального ФПУ позволяет снизить уровень шума его фоновой засветки. Кроме того, такой подход дает возможность определять сектор, из которого производится облучение.

Принятые ФПУ сигналы поступают в измерительный тракт системы. Измерение интервалов времени с точностью лучше 0,1 нс осуществляется косвенным методом, основанным на применении интегральной микросхемы с набором элементов задержки, на основе которых построен измеритель [1]. Обеспечить субнаносекундную точность методами непосредственных измерений на данный момент практически невозможно, так как для этого потребовалось бы построить электронно-счетные устройства на основе цифровой логики, работающие на частотах порядка десятков ГГц.

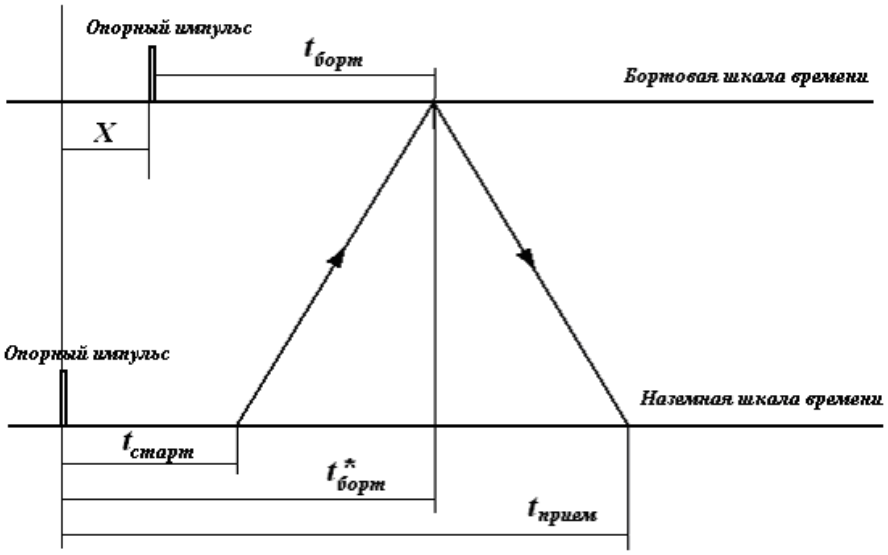


Рис. 1. Принцип лазерного мониторинга и передачи времени

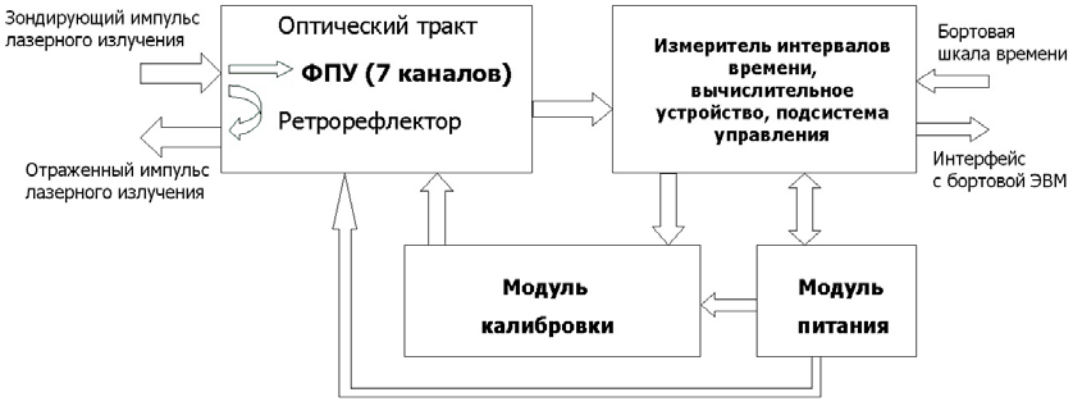


Рис. 2. Функциональная схема бортового терминала ББКОС

Существует ряд способов измерения интервалов времени с малым дискретом [2; 3]. В [2] используется метод анализа вторичного события (импульса напряжения заданной формы), сформированного относительно стартовых и стоповых импульсов, инициирующих процесс измерения, позволяющий получить точность порядка десятков пикосекунд. Производятся измерения мгновенных значений амплитуды сформированного вторичного импульса в заданных точках. Затем, имея информацию о его форме, можно произвести математическую обработку результатов и получить информацию о времени появления стартового импульса. Ощутимым недостатком такого метода являются методические погрешности, обусловленные косвенными измерениями вторичных параметров, а также цепями формирования вторичного события, и даже приблизительная оценка их величины исключительно трудна. Вопрос о потенциально достижимой точности измерений в такой системе остается открытым.

Поэтому сосредоточим внимание на методе, используемом в [3]. Достижение пикосекундных точностей обеспечивается за счет использования кольцевого автогенератора, представляющего собой набор элементов задержки в виде КМОП-структур. Время переключения одного элемента составляет приблизительно 20…30 пс. Таким образом, фиксация количества переключенных элементов в начале и конце измеряемого интервала времени позволяет получить дискрет измерений на уровне времени переключения одного элемента. Существенное ограничение на максимальную длительность измеряемого интервала накладывает количество элементов задержки внутри кольцевого генератора. В современных ИМС с такими измерителями максимальная длительность измеряемого интервала времени составляет порядка 40 мкс [3], что явно недостаточно. Например, при решении задач корректировки шкал времени КА ГЛОНАСС методами оптической локации, максимальная длительность измеряемого интервала времени составляет $\tau = \frac{2H}{c} = 127$ мс, где H = 19 100 км – высота орбиты космического аппарата, c – скорость света. Поэтому измерения необходимо производить в два этапа: с помощью измерителя коротких интервалов времени с малым дискретом необходимо осуществить привязку начального и конечного моментов измеряемого интервала к тактовому сигналу, а длинные интервалы времени измерять с помощью грубого счетчика периодов тактового сигнала.

Если кольцевой генератор, используемый для измерения коротких интервалов времени с малым дискретом, не синхронизирован с эталонным тактовым сигналом, то будет существовать линейно растущий во времени сдвиг фаз между этими сигналами, и при разных измерениях одной и той же величины количество переключенных элементов будут различаться, что станет дополнительным источником погрешности. Кроме того, дискрет измерений, определяемый частотой работы кольцевого генератора, зависит от многих параметров (температуры, напряжения питания и т. д.). Поэтому для обеспечения строго заданного значения дискрета измерений необходимо осуществить синхронизацию кольцевого генератора относительно эталонного тактового сигнала.

Для решения этих задач был разработан измеритель временных интервалов с двухступенчатой системой фазовой синхронизации. Его функциональная схема приведена на рис. 3.

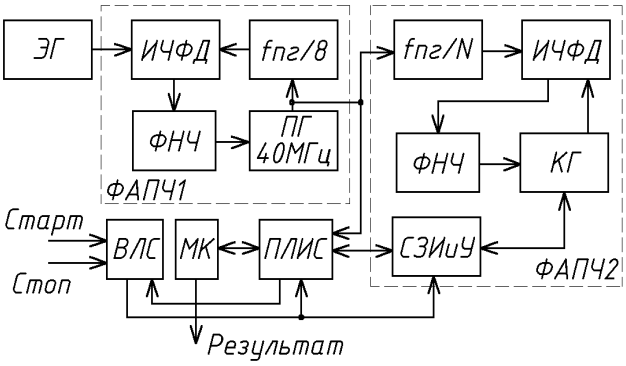


Рис. 3. Функциональная схема измерителя

С помощью ФАПЧ1 происходит формирование опорного тактового сигнала. Колебание эталонного генератора ЭГ, в качестве которого используется атомно-лучевой стандарт частоты, поступает на вход импульсного частотно-фазового дискриминатора ИЧФД, на другой вход которого подается сигнал от перестраиваемого в узком диапазоне кварцевого генератора КГ, пропущенного через делитель частоты. Таким образом, формируется высокостабильное опорное колебание, с точностью настройки номинальной частоты, определяемой ЭГ и низким уровнем фазовых шумов, определяемым КГ. С помощью ФАПЧ2 происходит синхронизация кольцевого автогенератора КГ относительно эталонного колебания, полученного на выходе ФАПЧ1. Стартовые и стоповые сигналы, управляющие работой измерителя, подаются на входную логическую схему ВЛС, вырабатывающую сигналы для схемы запуска измерений и управления (СЗИиУ) измерителем коротких интервалов времени и счетчика периодов тактового сигнала для измерения длинных интервалов времени, реализованного на ПЛИС. Микроконтроллер МК управляет режимами работы измерителя, производит вычисления и выдает итоговые результаты измерений.

Измеритель временных интервалов (ИВИ) совмещен с вычислительным устройством и подсистемой управления. Такое совмещение носит условный характер и вызвано целесообразностью использования одного микропроцессорного устройства как для проведения измерений и обработки их результатов, так и для управления системой в целом и связи с бортовой ЭВМ КА. Это позволило снизить массогабаритные показатели и повысить надежность системы.

Модуль калибровки формирует собственные импульсы излучения от калиброванного лазерного излучателя, которые с помощью оптических волокон подаются в приемные объективы каждого из каналов ФПУ. Это позволяет контролировать временные задержки в оптико-электронном тракте, а также проводить его тестирование перед рабочим сеансом.

Модуль питания обеспечивает стабильными питающими напряжениями все функциональные узлы системы, используя бортовую сеть питания КА.

Бюджет погрешностей регистрации ББКОС времени прихода импульсов на борт КА. Время регистрации лазерного импульса модулем СВУ ББКОС:

$$T^{ли}_{сву} = T^{ли}_{отр} + T_{геом} + T_{фпу} + T_{иви}, \qquad (1)$$

где $T^{ли}_{отр}$ – время прихода лазерного импульса в центр отражения РРС; $T_{геом}$ – время задержки лазерного импульса, соответствующей расстоянию от центра отражения РРС до ФПУ ББКОС; $T_{фпу}$ – время задержки импульса в тракте ФПУ, от входа ФПУ до входа измерителя временных интервалов; $T_{иви}$ – время задержки импульса в тракте ИВИ.

Поступивший импульс регистрируется относительно секундной метки СВУ ББКОС.

Положение (время) секундной метки СВУ относительно секундной метки БСУ определяется задержками в ВЧ кабелях БСУ-СВУ и схемой выделения секундной метки СВУ:

$$T^{1c}_{сву} = T^{1c}_{бсу} + T_{бсу\text{-}сву} + T_{1c1c}, \qquad (2)$$

где $T^{1c}_{бсу}$ – время «точной секундной метки» (ТСМ) БСУ; $T_{бсу\text{-}сву}$ – время задержки ТСМ от выхода БСУ до входа СВУ ББКОС; T_{1c1c} – время задержки выделенной секундной метки СВУ относительно ТСМ БСУ, поступившей на вход СВУ.

ТСМ БСУ определяется сигналом 5 МГц и, следовательно, задержка $T_{бсу\text{-}сву}$ – это задержка сигнала 5 МГц в ВЧ кабелях от выхода БСУ до входа СВУ ББКОС.

Опуская промежуточные преобразования, приведем соотношение для времени прихода лазерного импульса $T^{ЛИ} \equiv (T^{ли}_{отр} - T^{1c}_{бсу})$ в центр РРС в шкале времени БСУ КА, с учетом изменения задержек при изменении температуры и параметров сигналов:

$$T^{ЛИ} = T_{изм} - L^k c^{-1} + [T_{каб} + \Delta T_{каб}(t^0C)] - \\ - [T^k_{ббкос} + \Delta T^k_{ббкос}(t^0C) + \Delta T^k(V_{сигн}) + \Delta T_{ббкос}(V_5)]. \qquad (3)$$

Здесь $T_{изм}$ – измеренное ИВИ СВУ время регистрации импульса в сетке времени СВУ ББКОС; c – скорость света (в вакууме); L^k – расстояние от центра РРС до входа канала k ФПУ; $T_{каб}$ – задержка сигнала 5 МГц кабелями БСУ-СВУ ББКОС; $T^k_{ббкос} = T^k_{фпу} + T_{иви} - T_{1c1c}$ – суммарная задержка времени детектирования и регистрации лазерного импульса: от входа $ФПУ^k$ до входа сигнала 5 МГц в ББКОС; $\Delta T_{каб}(t\ ^0C)$ и $\Delta T^k_{ббкос}(t^0C)$ – изменение задержек с температурой; $\Delta T^k(V_{сигн})$ – изменение задержки в зависимости от амплитуды сигнала, пропорционального энергии принятого лазерного сигнала; $\Delta T_{ббкос}(V_5)$ – изменение задержки в зависимости от амплитуды синусоидального сигнала 5 МГц (выделение компаратором ТСМ из синуса).

Соотношение (3) является базовым для определения момента времени регистрации лазерного импульса, пришедшего в центр РРС в шкале времени БСУ КА, и оценки погрешности определения этого момента времени.

Случайная погрешность измерения времени прихода импульса определяется следующими составляющими:

а) погрешностью регистрации светового импульса ФПУ – $\sigma T_{фпу}$ (джиттер ФПУ);

б) погрешностью измерителя временных интервалов – $\sigma T_{иви}$ (джиттер ИВИ);

в) нестабильностью сетки 5 МГц на нашем интервале измерений – $\sigma(T_5)$ (джиттер сформированной стабильной сетки 5 МГц СВУ);

г) погрешностью определения момента перехода нуля синусоидальным сигналом 5МГц – $\sigma T_{пер5}$ (джиттер выделения точной секундной метки).

Составляющие в) и г) определяют случайную ошибку слагаемого T_{1c1c}.

Слагаемые L^k/c и $T_{каб}$ соответствуют пассивным трактам и имеют только систематическую погрешность.

Джиттер ФПУ обусловлен шумом в измерительном тракте ФПУ (от фотодиода до компаратора, пре-

валирующим является шум тока фоновой засветки), конечным временем нарастания сигнала ($T_{нар}$) на входе компаратора и конечным значением отношения «сигнал/шум»: $\sigma T_{фпу} = T_{нар}/(с/ш) < 70$ пс для $T_{нар} < 0{,}7$ нс, с/ш > 10.

Джиттер ИВИ определяется выбранной микросхемой – измерителем. Лучшая на сегодня для нашей задачи – TDC-GPX, обеспечивает (по паспортным данным) СКО единичного измерения от 30 до 60 пс. Дискрет (шаг) времени этой микросхемы 27 пс, в варианте рекомендованного паспортом подключения. Меньший шаг может быть достигнут иными подключениями, но для нашей задачи этот риск не оправдан, так как СКО, обусловленное шумом сигнала, почти на порядок больше дискрета 27 пс.

Джиттер сформированной сетки 5 МГц определяется фазовым шумом кварцевого генератора кольца ФАПЧ, в нашем случае VDLGLA – 40M000000 (фирмы Vectron – лидера в области малошумящих подстраиваемых генераторов). Для выбранного интервала измерений, на основании паспортных данных генератора, $\sigma(T_0) \le 40$ пс. В опытных образцах ИВИ случайная погрешность измерений (за счет джиттера ИВИ и джиттера сетки 5 МГц) не превышала 50 пс.

Джиттер выделения точной секундной метки определяется помехами на входе соответствующего компаратора и искажениями синусоиды 5 МГц (превалирует первая составляющая). Оценка, с учетом экспериментальных данных, дает $\sigma T_{пер0} \le 25$ пс.

Суммарная оценка случайной погрешности времени регистрации принятого ББКОС лазерного импульса (в единичном измерении) дает $\sigma T_{изм} \le 90$ пс, для отношения с/ш = 10.

Проверки СКО единичных измерений ББКОС времени получения лазерных импульсов в стыковочных испытаниях с наземной беззапросной квантово-оптической системой, работающей в шкале времени центрального синхронизатора, дали результат $\sigma T_{изм} \le 85$ пс.

Систематическая погрешность измерения времени регистрации ББКОС лазерного импульса, относительно центра отражения РРС, определяется:

а) задержкой L^k/c, обусловленной геометрическими факторами: расположением ФПУ ББКОС относительно центра РРС и направлением на источник зондирующих импульсов;

б) задержкой $T_{каб}$ сигнала 5 МГц от БСУ до ББКОС;

в) задержкой импульса $T^k_{ББКОС}$ в k канале ББКОС и его регистрации СВУ ББКОС;

г) изменением задержек б), в) по температуре;

д) изменением задержки $\Delta T^k(V_{сигн})$ в зависимости от амплитуды сигнала, пропорционального энергии принятого оптического импульса;

е) изменением задержки $\Delta T_{ББКОС}(V_5)$ регистрации в зависимости от амплитуды синусоидального сигнала 5 МГц БСУ КА.

Калибровка систематических погрешностей ББКОС. Геометрический фактор: зондирующий лазерный луч направлен под углом $\beta_0 \le 12^0$ к оси X; ось X направлена на центр Земли с погрешностью β ($\beta << 1$).

В этом случае погрешность $\Delta T_{геом}$ равна

$$\Delta T_{геом} \approx (\Delta h/c)\,(1-\beta^2/2)\,(1-\beta_0^2/2)\times \times [1 + f_1(z/h, \beta_0) + f(z/h, \beta_0)], \quad (4)$$

где h – расстояние (по оси X) от центра отражения РРС до проекции ФПУ на ось X, z – расстояние от ФПУ до оси X КА; f_1 и f – дополнительные поправки на взаимную ориентацию КА и источник лазерных импульсов; поправка на $\beta_0 \ne 0$ и поправки f_1 и f будут определяться для каждого сеанса на основе баллистических данных для конкретного времени сеанса.

Для ББКОС-М, размещенной на технологической платформе КА Глонасс-М, ошибка $\Delta h = \pm 2{,}5$ мм дает ошибку ± 8 пс; неопределенность β до $0{,}5^0$ дает ошибку менее 1 пс. Без учета геометрии расположения «зондирующий источник – КА» неопределенность задержки может достигать 300 пс (для $\beta_0 = 12^0$, с учетом h = 3,6 м).

Для ББКОС на КА «Глонасс-К2», с ФПУ ББКОС размещенном практически в центре отражения РРС, $\Delta T_{геом}$ не превысит 10 пс для любого направления зондирующего луча.

Задержки ВЧ кабельной линией сигнала 5 МГц, $T_{каб}$, измерены на «расстыкованном» блоке КА «Глонасс-М», со смонтированными кабелями от БСУ до ББКОС с суммарной задержкой 29,80 нс и 29,85 нс для основной и резервной линий. При этом вне гермоотсека использован фазовостабильный 50-Омный кабель SF301 фирмы HUBER+SUHNER: задержка 4,3 нс/м, изменение задержки фазы менее 1500ppm в диапазоне температур от минус 55 до 125 ^oC. В этой системе изменение задержки $\Delta T_{каб}(t\ ^oC)$ не превысит 20 пс, при условии изменения температуры внутри гермоотсека в диапазоне до ± 2 ^oC и вне гермоотсека – от минус 55 до плюс 125 ^oC.

Задержка сигнала ББКОС – $T^k_{ббкос}$ и $\Delta T^k_{ббкос}(t^0C)$: каналы ББКОС калибровались по абсолютной задержке, при температуре 25 ^oC и в диапазоне температур от минус 30 до плюс 50 ^oC. Изменение задержки с температурой $\Delta T^k(t\ ^oC)$ составляет (– 12) пс/^oC в диапазоне от 0 до 50 ^oC (в диапазоне от 0 до минус 30 ^oC с увеличением от (–20) до (–70) пс/^oC). Изменения с температурой одинаковы по всем каналам ФПУ.

Изменение задержки от амплитуды сигнала $\Delta T^k(V_{сигн})$ обусловлено тем, что фронт нарастания аналогового сигнала на входе компаратора конечен (около 0,7 нс), а амплитуда сигнала меняется в зависимости от точности наведения абонента, пропускания атмосферной трассы, турбулентности атмосферы (порождающей спекловую структуру лазерного пучка). Таким образом, амплитуда сигнала на входе компаратора меняется от значения ниже порога до значений в 5–20 раз выше порога компаратора, что будет приводить к изменению задержки цифрового сигнала с выхода компаратора. Это влияние учитывается в ББКОС-М тем, что амплитуда сигнала перед компаратором измеряется пиковым детектором; эти данные регистрируются для каждого импульса и передаются на Землю.

Сводные данные погрешности измерений ББКОС

Источник погрешности	Значение погрешности, пс, не более		
	Случайная σT	Систематическая, ΔT (с калибровкой)	Примечание
Геометрия расположения	0	≤ 10	
Радиочастотные кабели 5 МГц (от БСУ до ББКОС)	0	≤ 50	Измерения на объекте
Принятый ФПУ сигнал Сигнал 5МГц от БСУ Сетка 5 МГц + ИВИ ББКОС ББКОС в целом (от объектива ФПУ до входа 5МГц)	≤ ± 70 ≤ ± 25 ≤ ± 50 ≤ ± 90	≤ 40 ≤ 10 0 ≤ 50 (суммарно)	Для с/ш ≥ 10 Для с/ш ≥ 10
Итого	до ± 90	≤ 110	с/ш ≥ 10
Суммарная погрешность (σT+ ΔT)	≤ ± 200		с/ш ≥ 10

Такой вариант коррекции времени задержки от амплитуды на данном этапе работы представился более резонным, так как измерение амплитуды сигнала в данной работе необходимо еще по двум причинам: 1) для формирования укороченного массива данных (выбор импульсов с максимальной амплитудой); 2) надо знать уровень сигналов; это важнейший параметр, который надо получить в эксперименте, проводимом на КА ГЛОНАСС-М, для определения минимального диаметра приемной апертуры каналов ФПУ в будущих разработках.

Изменение задержки от амплитуды синусоидального сигнала 5 МГц $\Delta T_{ббкос}(V_5)$ обусловлено тем, что выделение момента времени перехода сигнала $V_5 \cdot \sin \omega t$ через 0 дает неизбежную ошибку. В нашем случае, использования компаратора с порогом 0 мВ и гистерезисом 25 мВ, измеренный коэффициент изменения задержки с амплитудой составил (–1 пс) / мВ.

Калибровка задержек ББКОС проведена при работе с цезиевым генератором частоты (аналогичном штатному КА-М), имеющем амплитуду сигнала V_5 = 850 мВ. Калибровка проводилась при комнатной температуре, (25 ± 2) ^{o}C. Амплитуда сигнала указанного стандарта проверялась также в диапазоне температур от 17 до 30 ^{o}C: с точностью 10 мВ изменения амплитуды не замечено.

Амплитуда сигнала штатного БСУ КА измерена на согласованной нагрузке при T = 20 ^{o}C: $V_5^{КА}$ = 750 мВ (размах 1500 мВ). Соответствующая поправка будет учтена. Дрейф задержки не превысит 10 пс, т.к. БСУ стабилизирован по температуре лучше 2 ^{0}C.

Сводные данные погрешности измерений ББКОС приведены в таблице.

Погрешность (неопределенность калибровки систематической плюс одна сигма случайной ошибки) регистрации ББКОС-М времени прихода лазерных импульсов на борту КА Глонасс-М в шкале времени БСУ КА не превышает 0,2 нс, при отношении сигнал/шум ФПУ более 10.

Отношение с/ш ≥ 10 обеспечено при получении ФПУ лазерного импульса длительностью менее 0,3 нс, с плотностью числа фотонов в плоскости приемной антенны ФПУ более 50 фотонов/мм^2.

Для КА Глонасс-К2, с расположением ФПУ ББКОС в центре отражения РРС и существенно меньшей длиной кабелей БСУ-ББКОС, погрешность оценивается в 0,15 нс.

Выводы.

Проведенные наземные испытания, измерения параметров, анализ погрешностей и калибровок опытного образца ББКОС дали следующие результаты.

ББКОС регистрирует лазерные импульсы в шкале времени опорного (бортового) синхронизирующего устройства.

Параметры принимаемых лазерных импульсов: длина волны 532 нм, плотность числа фотонов в импульсе на приемной апертуре от 50 до 5000 фот/мм^2, длительность импульсов от 0 до 0,3 нс (с увеличением длительности линейно растет случайная ошибка измерения).

Погрешности регистрации указанных импульсов: СКО единичного измерения – не более 90 пс; систематическая ошибка калибруется до уровня 100 пс.

При размещении ББКОС на технологической платформе КА Глонасс-М (на расстоянии 3,6 м от центра отражения РРС КА) необходимо знать взаимную ориентацию «зондирующий луч – ось X КА» (т. е. знать баллистические данные КА для конкретного времени сеанса и координаты абонента); неопределенность ориентации приводит к неопределенности соответствующего вклада систематической ошибки до 300 пс. Для КА Глонасс-К2, с расположением ФПУ ББКОС в центре отражения РРС и существенно меньшей длиной кабелей БСУ-ББКОС, систематическая погрешность калибровки может быть уменьшена до 50 пс (с неопределенностью от взаимной ориентации на порядок меньшей).

Библиографические ссылки

1. Жабин А. С. Применение двухступенчатой системы фазовой синхронизации для обеспечения субнаносекундной точности измерений интервалов времени // Синхроинфо–2012 : материалы междунар. науч.-техн. семинара «Системы синхронизации, формирования и обработки сигналов в инфокоммуникациях» (25–27 июня 2012, Йошкар-Ола) ; под ред. профессора А. В. Пестрякова. М. : ООО «Брис-М», 2012. 164 с.

2. Artyukh Yu., Bespal'ko V., Boole E. Highresolution modular time interval counter // 12th Inter-

national Workshop on Laser Ranging. (13–17 Novem. 2000, Matera, Italy).

3. TDC-GPX. Ultra-high Performance 8 Channel Time-to-Digital Converter. Device data sheet [Электронный ресурс]. URL: www.acam.de.

References

1. Zhabin A. S. *Sinkhroinfo–2012 : materialy mezhdunar. nauch.-tekhn. seminara "Sistemy sinkhronizatsii, formirovaniya i obrabotki signalov v infokommunikatsiyakh*" (Synchroinfo–2012. International scientific and technical seminar "Systems of synchronizing, forming and processing signals in infocommunications"), 25–27 June 2012, Yoshkar-Ola. Edited by A. V. Pestryakov, DTPhil, professor. Moscow, Co Ltd "Bris-M", 2012, 164 p.

2. Artyukh Yu., Bespal'ko V., Boole E. 12th International Workshop on Laser Ranging "Highresolution modular time interval counter". Matera, Italy, 13–17 November 2000.

3. TDC-GPX. Ultra-high Performance 8 Channel Time-to-Digital Converter. Device data sheet. Available at: www.acam.de.

© Жабин А. С., Набокин П. И., Батеев Д. С., Анжина В. А, 2013.

УДК 629.7.052

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ДОСТУПНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ГЛОНАСС

Д. И. Марарескул

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52. E-mail: dimar@iss-reshetnev.ru

Приводятся результаты исследования существующих условий навигационного обеспечения высокоорбитальных пользователей по сигналам ГНСС. Предложен способ модернизации системы ГЛОНАСС для повышения доступности и точности навигационного обеспечения высокоорбитальных потребителей. Показана возможность существенного повышения доступности и точности навигационного обеспечения высокоорбитальных пользователей вплоть до высот орбиты Луны и возможность автономной радионавигации космических аппаратов по сигналам ГЛОНАСС на трассе перелета к Луне и на окололунной орбите. Приводятся основные требования к диаграмме направленности, типу сигнала и мощности бортового источника навигационных сигналов для космических пользователей.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, высокоорбитальная, автономная навигация, ГСО, Луна.

THE METHOD OF INCREASE OF AVAILABILITY OF HIGH ORBIT SPACECRAFT NAVIGATION SUPPORT BY GLONASS

D. I. Marareskul

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: dimar@iss-reshetnev.ru

Results of research of the existing conditions of high-orbital users navigation support by GNSS signals are given in article. The way of modernization of GLONASS system for increase of availability and accuracy of high-orbital users navigation support is offered. The author shows the possibility of reasonable increase of availability and accuracy of high-orbital users navigation support in the area up to the heights of the Moon orbit, which opens the possibility of spacecraft autonomous navigation by GLONASS signals on the flight route from the Earth to the Moon and in the circumlunar orbit. The basic requirements to the directional diagram, the type of navigation signal and the power of onboard signal transmitting equipment for space users are presented.

Keywords: GLONASS, high-orbital, autonomous navigation, GEO, Moon.

В просматриваемой перспективе развития космических полетов в ближнем космосе, а также полетов на Луну, является актуальным исследование возможности использования навигации по системе ГЛОНАСС для космических аппаратов в рабочей зоне вплоть во высот орбиты Луны. Актуальность расширение зоны навигационного обслуживания системы ГЛОНАСС подкрепляется следующими факторами:

– развитие применения автономной навигации на ГСО и ВЭО по ГЛОНАСС в системах гражданского и военного назначения;

– более плотное заполнение геостационарной орбиты космическими аппаратами требует повышение точности, доступности и надежности их навигационного и временного обеспечения;

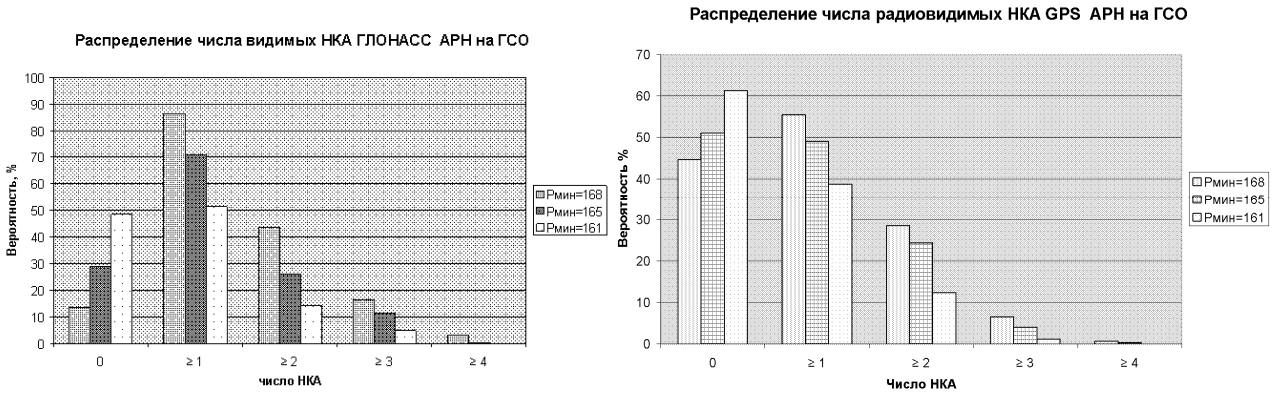
– развитие технологии довыведение КА на ГСО без разгонных блоков, двигателями малой тяги КА, требует точного навигационного обеспечения КА на всем этапе выведения и маневрирования на орбите;

– заявленные перспективы развития космических полетов в близком космосе, а также полетов на Луну и к другим планетам потребуют точного навигационного обеспечения этих космических аппаратов.

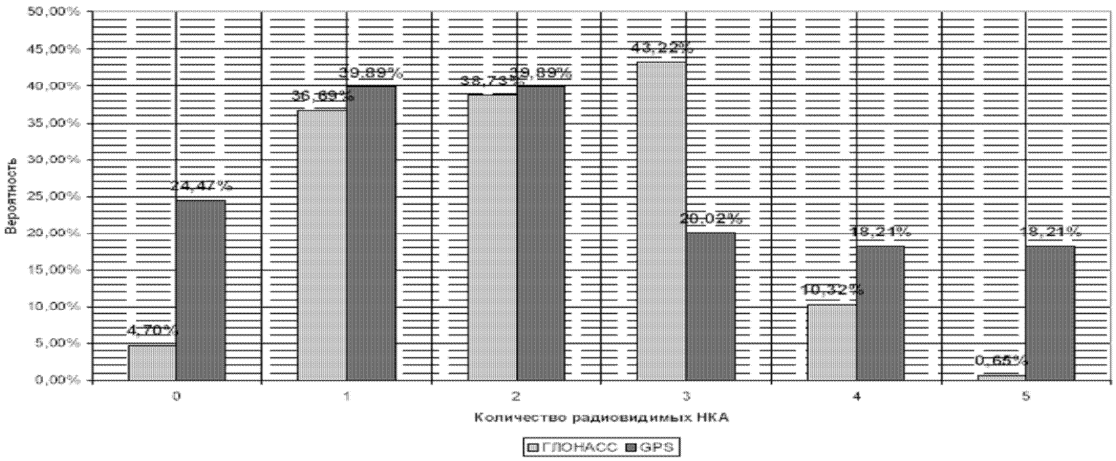
Возможность использования ГЛОНАСС и GPS для навигации высокоорбитальных космических аппаратов на геостационарной орбите (ГСО) уже подтверждена успешным опытом эксплуатации на нескольких космических аппаратах на ГСО серии «Радуга М1», а возможность использования ГЛОНАСС и GPS для навигации спутников на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) подтверждена моделированием и показана возможность обеспечения автономного определения вектора текущего положения КА с погрешностью на уровне 100–300 м (СКО) [1].

Навигационные системы ГЛОНАСС и GPS разрабатывались в первую очередь для обслуживания наземных потребителей, диаграммы направленности передающих антенн и параметры навигационных радиолиний подобраны таким образом, что непрерывное навигационное поле при видимости не менее 4 НКА обеспечивается до высот ~2000 км. Излучение НКА системы ГЛОНАСС направлено в сторону Земли, поэтому для навигации высокоорбитальных пользователей в настоящее время доступны только НКА с другой стороны Земли относительно КА.

Для обеспечения приема сигналов НКА бортовой навигационной аппаратурой, установленной на КА ГСО или КА ВЭО, требуется применять специальные антенные системы и более чувствительные приемники. Прием сигнала в основном производится на скате основного лепестка диаграммы направленности передающей антенны НКА, поэтому незначительное изменение в усилении приемной антенны или чувствительности приемника сильно отражается на величине рабочего угла и, следовательно, на объеме доступных измерений, продолжительности измерительных сеансов и количестве одновременно доступных сигналов НКА.

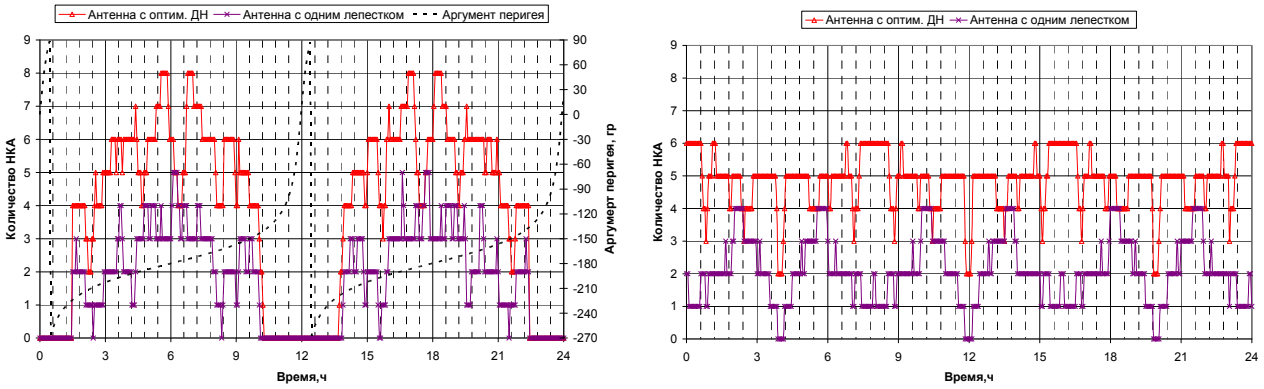


а *б*



в

Рис. 1. Распределение числа радиовидимых НКА бортовой аппаратурой АРН на ГСО:
а – по результатам моделирования по ГЛОНАС; *б* – по результатам моделирования по GPS;
в – по реальным измерениях БА АРН на КА «Радуга-М1» с 07.02.2009 по 09.02.2009



а *б*

Рис. 2. Условия радиовидимости НКА ГЛОНАСС на ГСО и ВЭО при чувствительности –168 дБВт и оптимальной ДН антенны в направлении на Землю

На рис. 1, *а*, *б* показаны результаты моделирования числа радиовидимых НКА ГЛОНАСС и GPS на суточном интервале при различной чувствительности навигационной аппаратуры и при использовании направленной антенны, с коэффициентом усиления в максимуме 15 дБ при ширине главного лепестка по уровню 0 дБ ± 26°.

На рис. 1, *в* представлены распределения числа радиовидимых НКА с ГСО построенные по измерительной информации БА АРН полученной по результатам летной эксплуатации системы автономной навигации на борту КА «Радуга М1». Чувствительность БА АРН – 165 дБВт, что соответствует энергетическому потенциалу $Q = Ec/N = 203 – 165 = 38$ дБГц.

На рис. 2 показаны результаты моделирования условий радиовидимости НКА ГЛОНАСС и GPS на суточном интервале для КА на ВЭО и ГСО при чувствительности приемника –168 дБВт (Q = 35 дБГц) для двух вариантов антенны в направлении на Землю: антенны с оптимальной ДН, обеспечивающей прием всех возможных сеансов и антенны, с коэффициентом усиления в максимуме 15 дБ при ширине главного лепестка по уровню 0 дБ ±26° и максимуме диаграммы направленном на центр Земли. На рис. 2, *а* показаны графики для пользователя на ВЭО, а на рис. 2, *б* для пользователя на ГСО.

Для анализа условий навигации на более высоких орбитах была создана программная имитационная модель космических навигационных систем ГЛОНАСС, GPS и проведено моделирование условий радионавигации для высокоэллиптического КА со следующими параметрами орбиты: высота апогея – 362 000 км; высота перигея – 200 км; наклонение – 23 град. (рис. 3).

Моделирование проводилось для открытых навигационных сигналов в диапазоне L1: ГЛОНАСС сигнал L1OF; GPS сигнал L1 C/A.

Так как система автономной навигации для высокоорбитальных КА должна обеспечивать работу на разных участках орбиты: от участка перигея на высотах от 200 км, когда КА находится ниже НКА ГНСС до участка апогея на высотах более 362 000 км. В этих условиях целесообразно применить антенную систему из нескольких антенн и использовать для каждого участка орбиты наиболее оптимальную по форме диаграммы направленности и направлению антенну рис. 4, *а*.

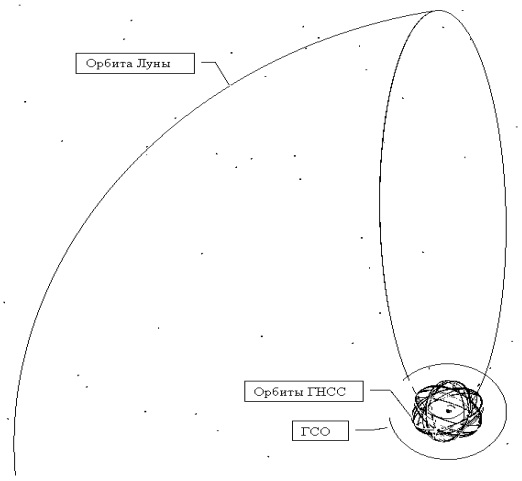


Рис. 3. Модельная орбита

Для моделирования использовалась антенная система из трех антенн А1, А2, А3 с различными диаграммами направленности и коэффициентами усиления рис. 4, *а*:

– А1 антенна с полусферической ДН с КУ = 3 дБ (используется на участке перигея, направлена по радиус вектору от Земли);

– А2 направленная антенна с КУ 15 дБ (на участке высот ~ 40–100 тыс. км, к Земле);

– А3 направленная антенна с КУ 22 дБ (на участке высот >100 тыс. км, к Земле.

При расчете радиолинии НКА – приемник системы автономной навигации учитывались следующие параметры:

– диаграммы направленности навигационных источников НКА ГНСС (рис. 4, *б*);

– мощность передатчика сигнала НКА: ГЛОНАСС – 32Вт, GPS – 25Вт;

– поляризация антенн – правая круговая;

– диаграмма направленности приемника (рис. 4, *а*), при расчете выбиралась та антенна, которая давала больший уровень сигнала;

– коэффициент шума приемника – 1,2 дБ;

– шумы Земли, Солнца и космоса;

– ослабление сигнала в пространстве;

– пороговый уровень энергетического потенциала приемной аппаратуры Q_1=30 дБГц и Q_2 = 35 дБГц.

По результатам моделирования движения КА и НКА навигационных систем были рассчитаны зависимости числа радиовидимых НКА и геометрического фактора PDOP при движении КА от перигея до апогея для двух значений порога по чувствительности Q_1 = 30 дБГц и Q_2 = 35 дБГц (рис. 5).

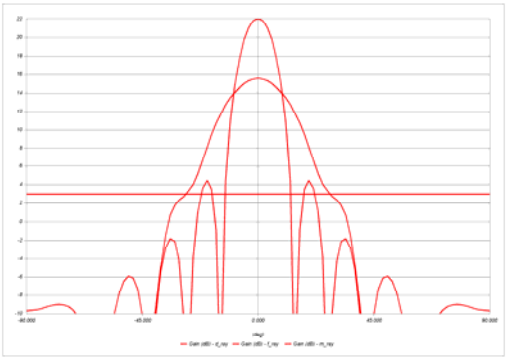
Обобщенная оценка погрешности определения местоположения потребителя в первом приближении может быть рассчитаны по формуле

$$\delta_P = PDOP \cdot URE,$$

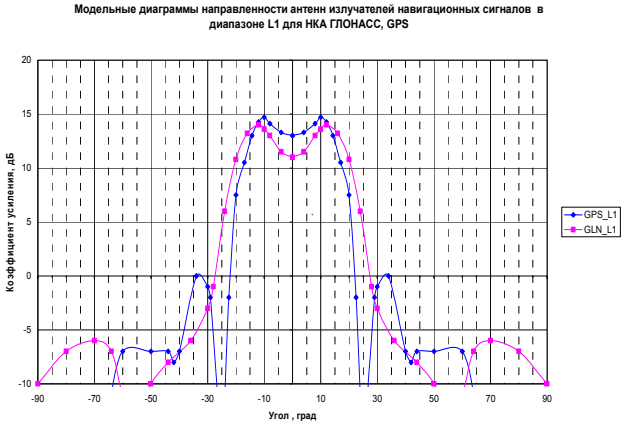
где URE – эквивалентная погрешность дальности (скорости) потребителя, определяемая по формуле: $URE^2 = SISRE^2 + URE_A^2$ где, SISRE – эквивалентная погрешность дальности (скорости) за счет космического сегмента.

В соответствии с требованиями на систему ГЛОНАСС для всех КА, используемых по целевому назначению, эквивалентная погрешность псевдодальности в пространстве за счет ошибок космического сегмента с вероятностью 0.95 – (2СКО) для сигналов с открытым доступом не должна превышать (по этапам развития системы): на этапе 1 – 6,2 м; на этапе 2 – 3,5 м; на этапе 3 – 1,4 м.

URE_A – эквивалентная аппаратурная погрешность дальности. Значение URE_A зависит от реализации аппаратуры и отношения сигнал/шум в момент измерений. На этапе моделирования значение погрешности измерения псевдодальности было принято равным 2 м (2*СКО). В этом случае значение URE для измерений по сигналам с открытым доступом на этапах 1, 2 и 3 будет иметь значение: 6,5 м, 4 м и 2,4 м, соответственно.

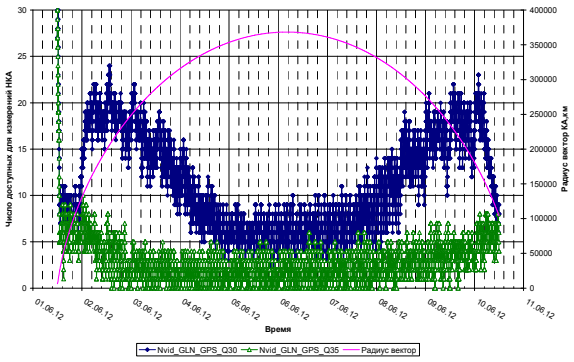


а

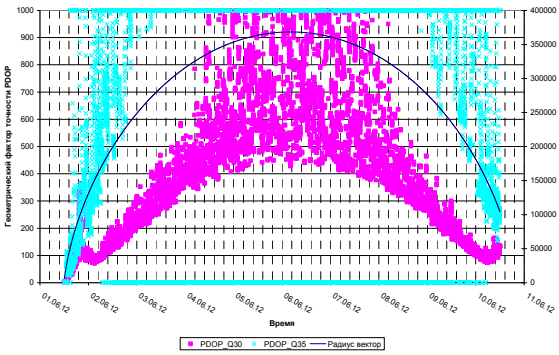


б

Рис. 4. Диаграммы направленности антенн



а



б

Рис. 5. Число доступных для измерений НКА ГЛОНАСС и GPS с КА на трассе Земля-Луна-Земля (для пороговых уровней чувствительности приемника Q_1 = 30 дБГц, Q_2 = 35 дБГц) (*а*); геометрический фактор PDOP на трассе Земля–Луна–Земля (при пороговых уровнях чувствительности приемника Q = 30 дБГц, Q = 35 дБГц) (*б*)

На основе проведенных оценок значения URE и результатов моделирования PDOP (рис. 6), можно сделать вывод, что устойчивая навигация с погрешностью в диапазоне 0,65…2,5 км (2*СКО) для этапа 1 и 0,25…1 км (2*СКО) для этапа 3 развития ГЛОНАСС, будет возможна для высот орбит от 50 до 150 тыс. км. Для более высоких орбит погрешность возрастает за счет ухудшения геометрического фактора, несмотря на большое количество доступных для измерений НКА. Для пользователя использующего приемник с порогом по чувствительности на уровне Q = 35 дБГц значительное ухудшение условий радионавигации происходит, начиная с высот 70–80 тыс. км.

Существенно улучшить условия навигации по ГЛОНАСС для высокоорбитальных потребителей возможно, если установить на КА «Глонасс-К» дополнительную передающую антенну, которая будет обеспечивать излучения навигационного сигнала в противоположном от Земли направлении. Ввиду того, что радиолинии спутник-спутник не пересекают слой ионосферы, то достаточно использовать навигационный сигнал в одном частотном диапазоне, например новый сигнал с кодовым разделением в диапазоне L1 – L1OC.

По результатам проведенных расчетов энергетики радиолинии определены основные требования к дополнительному источнику навигационного сигнала. Требуется излучать навигационный сигнал – L1OC (сигнал должен полностью совпадать с штатным сигналом подаваемым на основную антенну и отводится от блока формирования навигационного сигнала до основных усилителей мощности), через антенну с полусферической диаграммой направленности с КУ 2,5–3 дБ, при этом к антенне достаточно подводить мощность на уровне 32–36 Вт.

Для реализации описанных предложений в состав аппаратуры бортового источника навигационных сигналов НКА «Глонасс-К» необходимо включить дополнительно: усилитель мощности на 40 Вт; фидерный тракт; антенну с полусферической диаграммой и КУ = 3 дБ).

Упрощенная структурная схема необходимой доработки бортового источника навигационных сигналов показана на рис. 6.

Для реализации такой доработки потребуется незначительные дополнительные ресурсы КА по энергопотреблению порядка 100–150 Вт и массе 10–15 кг.

Для определения степени влияния от установки дополнительного источника излучения на доступность и потенциальную точность навигационного обеспечения для высоко орбитальных пользователей было проведены моделирование и расчет распределения числа доступных для измерений НКА и распределение величины геометрического фактора для двух типов пользователей: для пользователя на трассе Земля–Луна (рис. 7) и для пользователя на ГСО (рис. 8, 9).

Расчеты проведены для случая мощности подводимой к дополнительной излучающей антенне на уровне 32 Вт и двух значений уровня чувствительности навигационной аппаратуры Q = 30 и 35 дБГц.

На графике для $Q_{пор}$ = 35 дБГц на рис. 8 видно, что вероятность того, что число одновременно видимых НКА меньше 3-х равно 0,444 , следовательно вероятность когда доступны 3 и более НКА буден равна $P(N_{изм} \geq 3) = 1 - 0{,}444 = 0{,}556$; для значения $Q_{пор}$ = 30 дБГц эта вероятность составит $P(N_{изм} \geq 3) = 1 - 0{,}003 = 0{,}997$.

Проведенные проработки, показали, что дооснащения НКА ГЛОНАСС дополнительным излучателем навигационного сигнала направленным в противоположную от Земли сторону, позволит существенно расширить рабочую зону ГЛОНАСС для космических пользователей, обеспечить возможность навигационного обеспечения вплоть до орбиты Луны. На основе проведенных оценок можно сделать вывод, что устойчивая навигация на трассе Земля–Луна–Земля возможна с погрешностью в диапазоне от 0,240 до 2,5 км (2*СКО). При этом произойдет значительное улучшение условий навигации по ГЛОНАСС на ГСО и ВЭО. В случае реализации изложенного предложения на ГСО станут доступны мгновенные навигационные определения с погрешностью на уровне 140 м (2*СКО) при использовании навигационной аппаратуры с порогом чувствительности на уровне Q = 35 дБГц и на уровне 30 м (2*СКО) при использовании навигационной аппаратуры с порогом чувствительности на уровне Q = 30дБГц.

Система ГЛОНАСС в настоящее время находится на этапе модернизации, разрабатывается новый навигационный космический аппарат «Глонасс-К II» и новый бортовой источник навигационных сигналов для него. В этой связи изложенные предложения могут быть реализованы в рамках уже проводимых и запланированных работ.

Реализация изложенного способа повышения доступности придаст системе ГЛОНАСС новое качество и обеспечит ее опережающее развитие и конкурентоспособность. Если начать реализацию этих предложений начиная с 2013 г., то к 2025 г. система ГЛОНАСС будет готова обеспечивать точную навигацию высокоорбитальных пользователей и навигацию космических аппаратов на трассе перелета к Луне и на окололунной орбите.

Библиографические ссылки

1. Бартенев В. А., Гречкосеев А. К., Марарескул Д. И. Применение ГЛОНАСС и GPS для навигации космических аппаратов на геостационарных и высокоэллиптических орбитах. Методы навигации, построение аппаратуры и технология испытаний // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 3 (48).

References

1. Bartenev V. A., Grechkoseev A. K., Marareskul D. I. *Kocmonavtika I raketostroenie*. 2007, no. 3 (48).

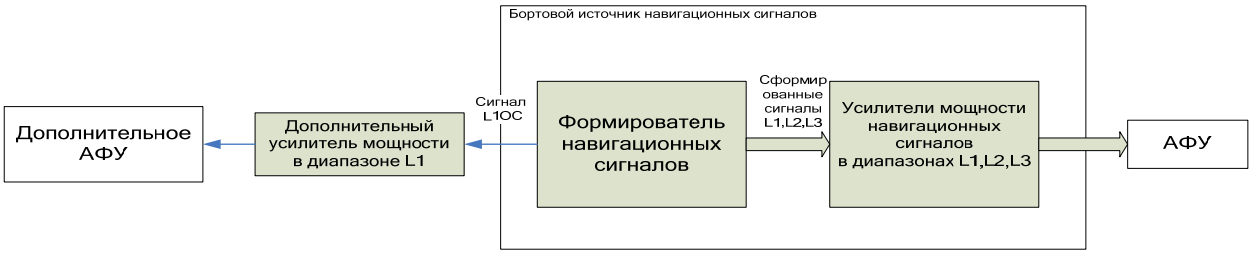
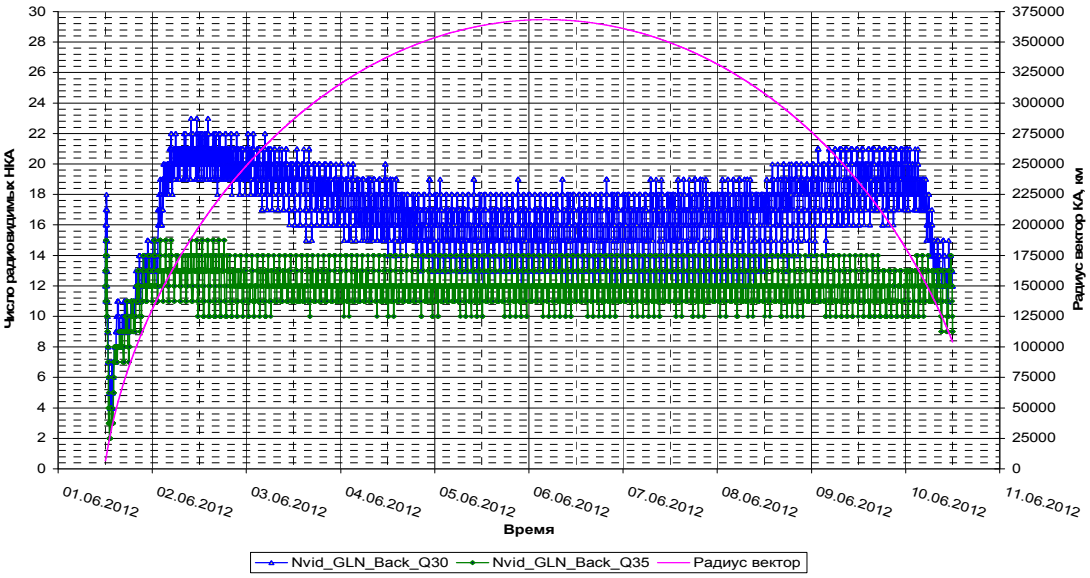
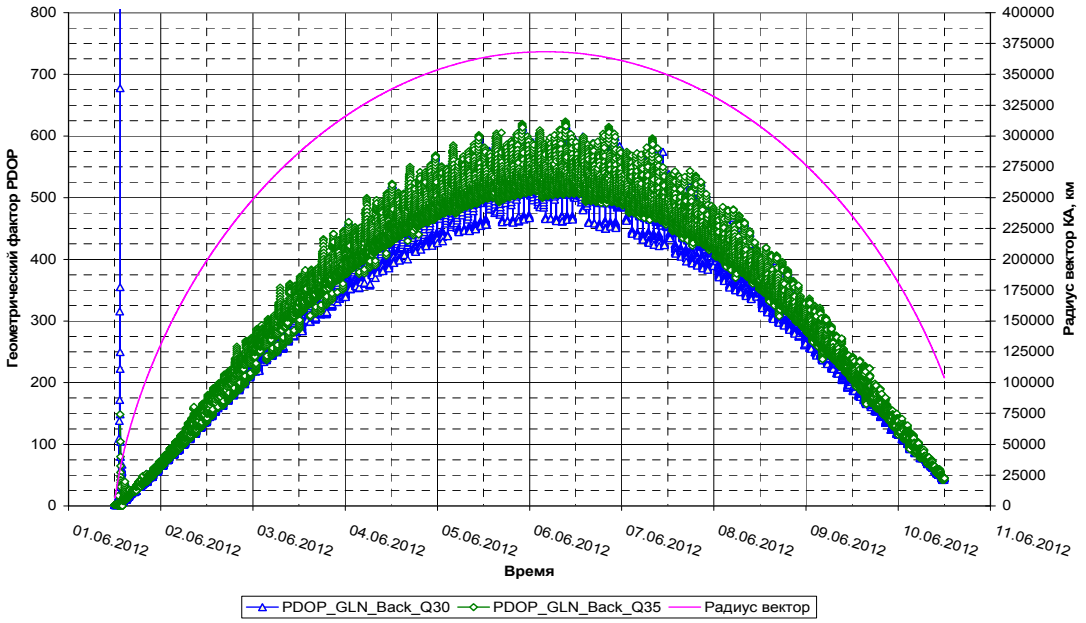


Рис. 6. Упрощенная схема доработки бортового источника навигационных сигналов



а



б

Рис. 7. Число доступных для измерений НКА ГЛОНАСС на трассе Земля-Луна-Земля (для пороговых уровней чувствительности приемника $Q = 30$ дБГц, $Q = 35$ дБГц) (*а*); геометрический фактор PDOP на трассе Земля–Луна–Земля (для условий доступности измерений при пороговых уровнях чувствительности приемника $Q = 30$ дБГц, $Q = 35$ дБГц) (*б*)

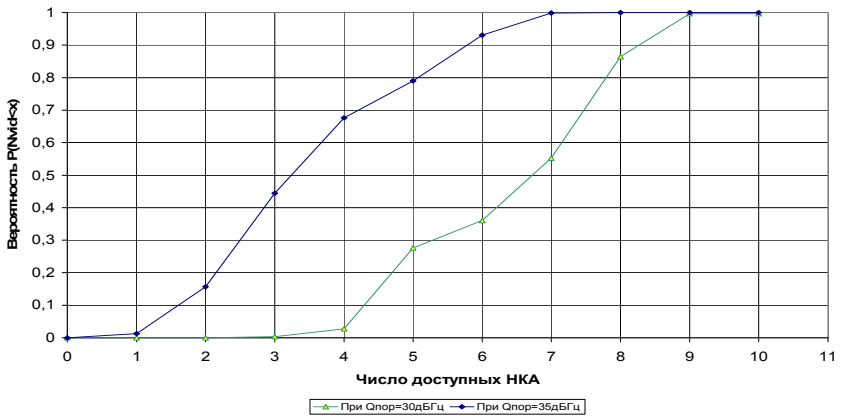
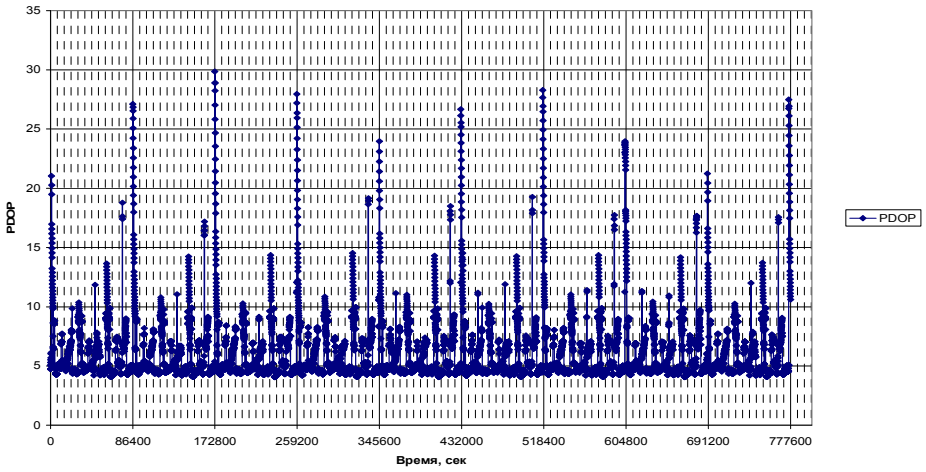
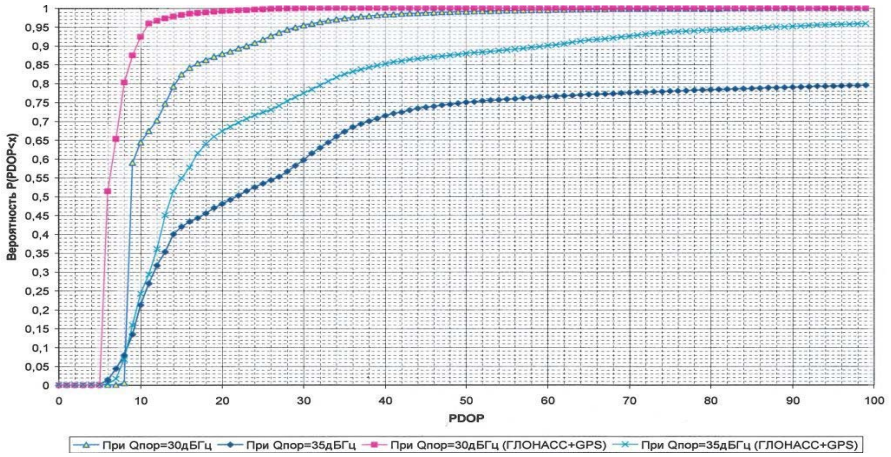


Рис. 8. Функция распределения вероятности числа одновременно доступных измерений по модернизированным НКА ГЛОНАСС для пользователя на ГСО



а



б

Рис. 9. Изменение геометрического фактора во времени для пользователя на ГСО орбите при работе по НКА GPS и модернезированным НКА ГЛОНАСС при Qпор = 30 дБГц (*а*); функция распределения геометрического фактора PDOP для пользователя на геостационарной орбите отдельно по ГЛОНАСС при наличии дополнительной излучающей антенной в направлении от Земли и совместно с GPS (*б*)

© Марарескул Д. И., 2013

УДК 681.3

БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ НЕГЕРМЕТИЧНЫХ ДОЛГОРЕСУРСНЫХ КА

И. В. Козлов

ОАО «Ижевский радиозавод»
Россия, 426034, Ижевск, ул. Базисная, 19. E-mail: ivkozlov@irz.ru

Эффективность и автономность функционирования информационных спутников существенно возросла после применения на них бортовых цифровых вычислительных комплексов.

Первые образцы бортовых цифровых вычислительных комплексов, созданные на ОАО «ИРЗ» для космических аппаратов информационного обеспечения, функционировали внутри герметичного контейнера спутника: Салют-32, Салют-32-02. Для негерметичных спутников связи на базе БЦВК «Салют-32-02» был создан безрамный вариант «Салют-32М». Использование в БЦВК унифицированного процессора отечественного производства с VAX архитектурой позволило применить задел по программному обеспечению и сократить сроки реализации космических проектов.

Для перспективных негерметичных космических аппаратов создан БЦВК «Салют-32М1» на основе зарубежного процессора AT697F, в котором устойчивость элементов комплекса к сбоям обеспечена применением тройного модульного резервирования внутри логических узлов, а устойчивость к отказам обеспечена дублированием составных частей БЦВК и возможностью реконфигурации комплекса.

Ключевые слова: бортовой вычислительный комплекс, космический аппарат, процессор.

ONBOARD COMPUTER COMPLEX FOR UNPRESSURISED LONG-RESOURCED SPACECRAFTS

I. V. Kozlov

JSC “Izhevskiy Radiozavod”
19 Bazisnaja str., Izhevsk, 426034, Russia. E-mail: ivkozlov@irz.ru

Efficiency and independence of information satellites operation increased considerably after the use of onboard computer complexes.

The first onboard computer prototypes created in the JSC “Izhevsky Radiozavod” (IRZ) for information space vehicles operated inside the satellite pressurized container. For unpressurised communication satellites based on “Salut 32 02” onboard computers (OBCs) a frame-free “Salut 32M“ OBC was developed. Use of the domestic unified processor inside OBC based on the VAX architecture allows to use the software backlog and to reduce timeframe of space projects implementation.

The article contains an overview of OBCs developed by IRZ and includes description of the OBS developed for the use in perspective spacecraft platforms produced by JSC “academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”.

Keywords: onboard computer, spacecraft, processor.

Группа компаний «Ижевский радиозавод» является крупным производителем радиоэлектронной аппаратуры в России и имеет большой опыт разработки бортовых и наземных приборов для космической отрасли. ОАО «ИРЗ» разрабатывает и производит широкий спектр продукции для космической отрасли:

– бортовую аппаратуру для непилотируемых космических аппаратов;

– бортовую аппаратуру ракетоносителей и разгонных блоков;

– бортовую аппаратуру для пилотируемых космических кораблей;

– наземные радиотехнические комплексы.

Предприятие обладает всеми необходимыми технологиями и производственной базой для создания качественной радиоэлектронной аппаратуры, отвечающей современным требованиям.

ОАО «Ижевский радиозавод» многие годы поставляет бортовую аппаратуру для ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», в том числе бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК).

Работы по созданию вычислительного комплекса для космических аппаратов начались на Ижевском Радиозаводе еще в 1999 г.

За период с 1999 по 2003 гг. был создан БЦВК «Салют-32» для космических аппаратов (КА) «Глонасс-М». Дальнейшая модернизация комплекса позволила к 2007 г. создать БЦВК «Салют-32-02», который и в настоящее время производится для космических аппаратов «Глонасс-М».

Далее по заданию ОАО «ИСС» были проведены работы по созданию БЦВК для негерметичных КА на базе БЦВК «Салют-32-02» и в 2010 году был создан безрамный вариант «Салют-32М» для использования в негерметичных космических аппаратах. БЦВК «Салют-32М» используется в коммерческих проектах – AMOC5, Телком 3, Ямал 300К, Экспресс АМ5/АМ6 и других проектах ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Модернизация БЦВК «Салют» проводилась путем применения оригинальных технических решений, интеграции составных частей и использования современных электронных компонентов отечественного и зарубежного производства.

Потребительские свойства БЦВК улучшались на каждом этапе модернизации. Так в БЦВК «Салют-32М» по сравнению с БЦВК «Салют-32» в два раза уменьшена масса и энергопотребление, увеличен срок активного существования с 7 до 15 лет.

Во всех БЦВК, выпускаемых в настоящее время нашим предприятием, используется процессор отечественного производства с VAX архитектурой. Использование одного и того же процессора во всех БЦВК, поставляемых для КА ОАО «ИСС» в течение почти 10-летнего периода, позволило Заказчику использовать задел по программному обеспечению (ПО) для успешной реализации коммерческих проектов в сжатые сроки.

На текущий момент достигнуты минимальные массогабаритные характеристики и максимальная производительность БЦВК для выбранного внутреннего построения и используемого процессора.

Внешний вид БЦВК «Салют-32» и БЦВК «Салют-32-02» представлен на рис. 1, внешний вид БЦВК «Салют-32М» представлен на рис. 2.

Всего изготовлено более 40 комплектов БЦВК «Салют-32-02», большая часть из которых успешно эксплуатируется. Изготовлено около десятка БЦВК «Салют-32М», два из которых эксплуатируются штатно.

С началом работ ОАО «ИСС» по созданию перспективных платформ КА возникла потребность в бортовом вычислительном комплексе, значительно превосходящем по характеристикам образцы БЦВК, которые поставлялись нашим предприятием.

Требования к перспективному бортовому вычислителю выдвинутые специалистами ОАО «ИСС» невозможно было выполнить путем проведения дальнейшей модернизации БЦВК. Поэтому возникла необходимость в создании БЦВК с улучшенными техническими характеристиками, с более производительным процессором, с большими объемами оперативной и перепрограммируемой памяти.

В 2011 г. на ОАО «ИРЗ» были начаты работы по созданию БЦВК «Салют-32М1». На начальном этапе работ были рассмотрены возможные варианты реализации БЦВК и выбран процессор для перспективного вычислительного комплекса.

При выборе процессора были рассмотрены различные варианты процессоров и процессорных ядер отечественного и зарубежного производства. В результате изысканий был выбран процессор AT697F европейской компании Atmel. Выбранный процессор и его предшественники имеют богатую «летную историю» и используются на текущий момент во многих проектах Европы и Америки, например, Colombus (2008), Proba2 (2009), JUNO (2011), SVOM/Éclair (2012), SWARM (2012), Sentinels (2013), Alphasat (2013) и т. д.

Процессор AT697F удовлетворяет текущим требованиям заказчика и, по нашим оценкам, перспективным требованиям на 10 лет вперед. Производитель, в свою очередь, гарантирует производство этого процессора в течение более чем 10 лет. Для поставки в Россию процессоров Atmel с любым уровнем квалификации не требуется разрешения Государственного Департамента США.

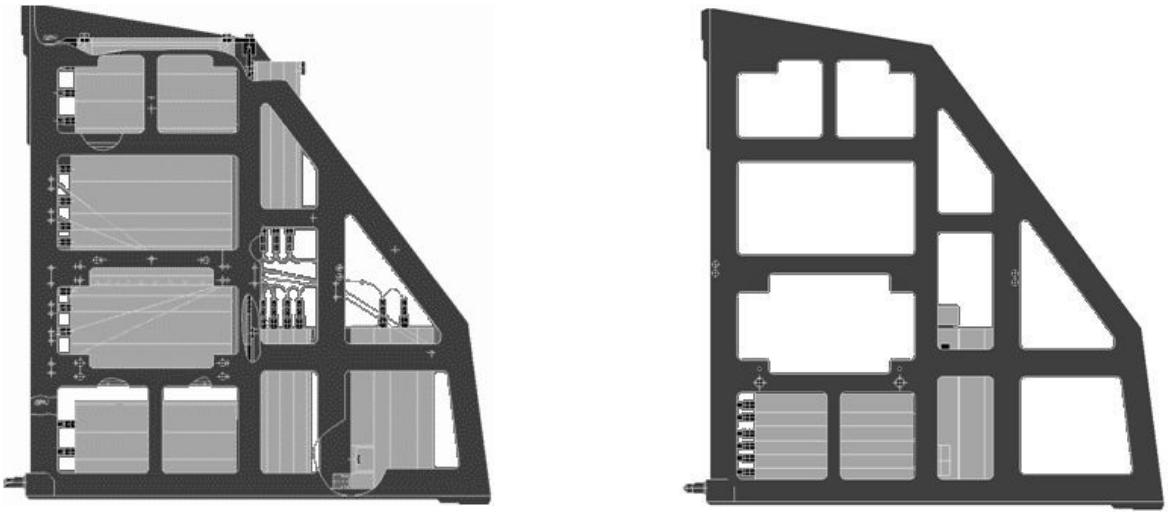


Рис. 1. Внешний вид БЦВК «Салют-32» и БЦВК «Салют-32-02»

Для достижения требуемых характеристик по производительности в БЦВК «Салют-32М1» применено отличное от предыдущих вариантов БЦВК внутреннее построение.

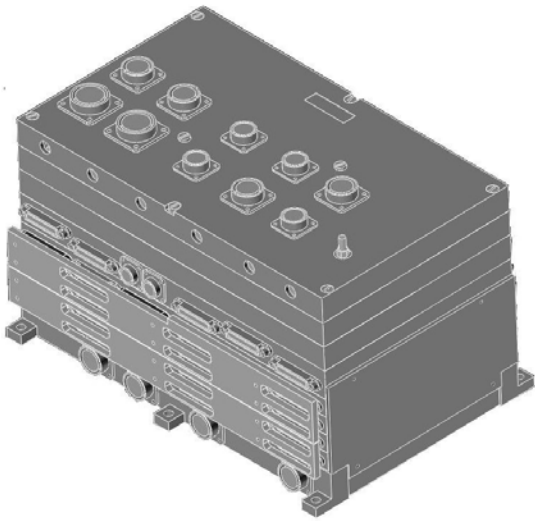


Рис. 2. Внешний вид БЦВК «Салют-32М»

В разработанных ранее БЦВК все составные части были троированы, в процессе функционирования непрерывно работали три канала, каждый из которых был запитан от отдельного источника вторичного электропитания. Восстановление информации в БЦВК при сбоях происходило за счет мажорирования информации от разных каналов на внешних мажоритарных элементах на каждом такте работы БЦВК.

В БЦВК «Салют-32М» и предшествующих модификациях БЦВК рост производительности ограничен как характеристиками применяемого процессора, так и временем восстановления информации, поступающей от разных каналов, на мажоритарные элементы каждого из работающих каналов БЦВК. Добиться требуемого роста производительности в создаваемом БЦВК не представлялось возможным без изменения внутреннего построения БЦВК.

При проектировании БЦВК «Салют-32М1» было принято решение обеспечить устойчивость элементов комплекса к сбоям путем применения тройного модульного резервирования внутри логических узлов, а устойчивость к отказам обеспечить дублированием составных частей БЦВК и возможностью реконфигурации комплекса.

Примененное решение позволит сохранить в создаваемом комплексе положительные свойства троированных БЦВК, создаваемых ранее, такие как:

– выполнение операции восстановления информации после единичного сбоя в БЦВК без прерывания вычислительного процесса и без привлечения программных ресурсов;

– нулевое время восстановления после сбоя.

Благодаря выбранному построению БЦВК «Салют-32М1» будет также обладать рядом дополнительных преимуществ, таких как:

– сокращение количества электронных компонентов (будут использованы два комплекта вместо трех);

– сокращение энергопотребление массы и габаритов;

– увеличение производительности и объемов памяти.

Еще одним значащим отличием создаваемого БЦВК от предшествующих вариантов является применение для информационных обменов между составными частями БЦВК последовательного интерфейса SpaceWire взамен троированного магистрального параллельного интерфейса (МПИ). Это решение позволит увеличить скорость и надежность обменов между составными частями БЦВК, уменьшить количество связей.

В результате проведенных работ был спроектирован БЦВК «Салют-32М1» с ожидаемыми Заказчиком характеристиками и предложен ОАО «ИСС» для применения в перспективных космических аппаратах.

По архитектуре БЦВК «Салют-32М1» – это резервированный вычислительный комплекс, реализующий функции управления и контроля КА под управлением бортового программного обеспечения (БПО) и взаимодействующий с бортовой аппаратурой космического аппарата посредством заданного набора интерфейсов.

БЦВК «Салют-32М1» имеет модульное построение, при этом все модули функционально закончены.

Данный БЦВК разрабатывается для КА с длительным сроком активного существования (не менее 15 лет). Требуемый уровень надежности и ресурс БЦВК «Салют-32М1» достигается применением электронных компонентов космического уровня качества и резервированием составных частей. Для повышения надежности функционирования и устойчивости к сбоям, вызванным факторами космического пространства, в БЦВК «Салют-32М1» используется тройное модульное резервирование всех цифровых узлов, включая процессор.

В таблице приведены основные технические характеристики БЦВК «Салют-32М», применяемого на текущий момент в проектах ОАО «ИСС», и БЦВК «Салют-32М1» предлагаемого для использования в перспективных КА.

Структура БЦВК «Салют-32М1» отражена на рис. 3.

Рассмотрим составные части БЦВК «Салют-32М1», отраженные на рис. 3.

Вычислительный модуль (ВМ) работает под управлением бортового программного обеспечения, реализует алгоритмы управления и контроля КА, выполняет вычислительные задачи. ВМ выполняет обмен информацией с бортовой аппаратурой КА и модулями БЦВК «Салют-32М1». ВМ выполняет подсчет временных интервалов от внутреннего или внешнего стабильного генератора, начальную обработку сигналов прерывания, реализует функции отладки БПО под управлением наземного комплекса отладки. Основным элементом ВМ является процессор AT 697F с архитектурой SPARC V8 (процессорное ядро Leon-2FT).

Технические характеристики БЦВК «Салют-32М» и БЦВК «Салют-32М1»

Характеристика	БЦВК «С-32М»	БЦВК «С-2М1»
Масса, кг	13,4	4,0
Габаритные размеры, мм	300×284×187	220×160×148,8
Энергопотребление в основном рабочем режиме, Вт, не более	30	10
Количество входов приема сигналов от внешних датчиков:	6 НК и 10 ИД	10 НК и 15 ИД
Процессорное ядро	VAX	SPARC V8 / LEON 2FT
Система команд	VAX 11/750	SPARC V8
Производительность ВМ (СЦВМ), MIPS/ MFLOPS	5 / 0,3	86 / 23
Объем ОЗУ / ПЗУ ВМ(СЦВМ), Мбайт	2 / 32Кбайт	8 / 8
Объем внешней памяти ОЗУ / ПЗУ, Мбайт	2 / 1	2 (MRAM)
Основные интерфейсы обмена информации с абонентами КА	МКО	МКО и SpaceWire
Срок эксплуатации по целевому назначению, лет	15,25	15,25

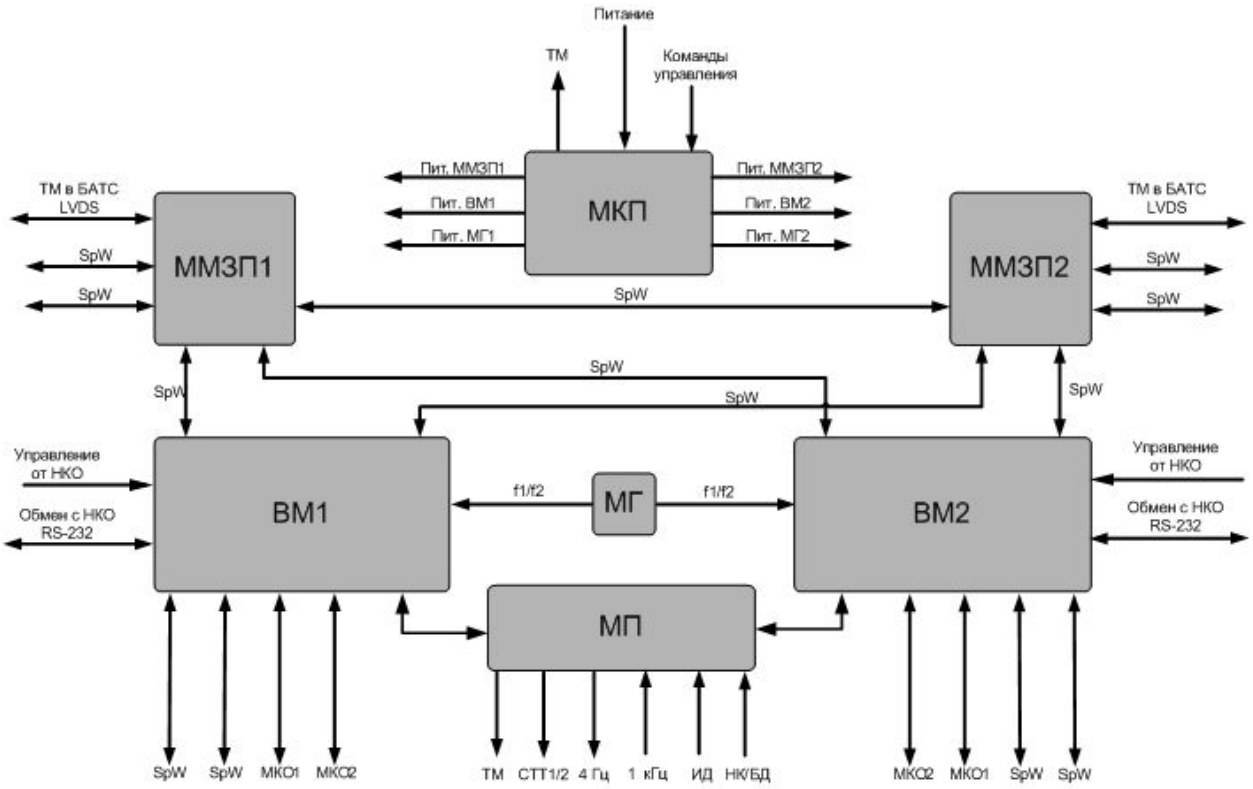


Рис. 3. Структура БЦВК «Салют-32М1»

Модуль преобразователей вычислительного модуля (МП ВМ) выполняет функции преобразования сигналов, принимаемых от бортовой аппаратуры (БА) КА в ВМ, и сигналов, формируемых ВМ в БА КА.

Модуль маршрутизатора и защищенной памяти (ММЗП) выполняет функции хранения контекстной информации в защищенной памяти и маршрутизации при обменах по внутренней сети SpaceWire. ММЗП содержит интерфейсы SpaceWire для подключения внешней бортовой аппаратуры и последовательный интерфейс для передачи телеметрии (ТМ) в бортовую аппаратуру телесигнализации (БАТС).

Модуль генераторов (МГ) формирует сигнал стабильной частоты для счетчиков бортового времени ВМ.

Модуль коммутации питания (МКП) формирует вторичное питание для составных частей БЦВК, выполняет коммутацию питания модулей БЦВК по внешним импульсным командам.

Конструктивно БЦВК выполнен в виде моноблока. Модули имеют вертикальное расположение, что позволяет отводить тепло равномерно со всех составляющих БЦВК модулей. Расположение соединителей в верхней части БЦВК обеспечивает удобную стыковку внешних соединителей к прибору. Межмодульное соединение выполнено в нижней части прибора через микросоединители с многоточечным контактом, которые обеспечивают надежный контакт даже при значительных вибрационных воздействиях. Конструкция БЦВК позволяет менять приборный состав БЦВК без изменения конструкции входящих в состав модулей. Внешний вид БЦВК «Салют-32М1» приведен на рис. 4.

В БЦВК «Салют-32М1» предполагается использовать операционную систему заказчика, под операционную систему будут написаны драйвера устройств и штатные тесты, совместно будет разработан начальный загрузчик.

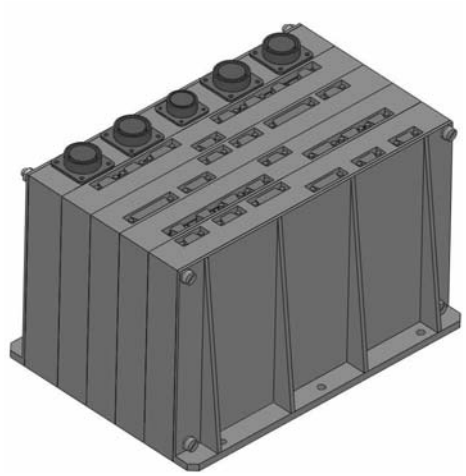


Рис. 4. Внешний вид БЦВК «Салют-32М1»

Процессорное ядро используемого процессора полностью соответствует спецификации SPARC V8 – это дает возможность использовать готовые операционные системы реального времени, такие как VX Vorks, RTEMS, LINXOC и других. При использовании готовых квалифицированных решений можно сократить время создания ПО.

На текущий момент на макетных образцах вычислительного модуля БЦВК «Салют-32М1» программистами ОАО «ИРЗ» проведена работа по инсталляции операционной системы RTEMS, а также написаны драйвера под данную операционную систему.

Опыт разработчиков БЦВК, применение современных электронных компонентов высокой степени интеграции и оригинальных технических решений позволило значительно сократить сроки создания БЦВК «Салют-32М1». Разработка БЦВК для перспективных платформ КА была выполнена в два раза быстрее, по сравнению со сроками создания БЦВК для КА «Глонасс-М» и с меньшими затратами. Технические характеристики БЦВК «Салют-32М1» позволят длительное времени использовать БЦВК в проектах ОАО «ИСС». В БЦВК заложены решения, для интеграции в перспективе БЦВК «Салют-32М1» с другой аппаратурой, поставляемой нашим предприятием для бортового комплекса управления (БКУ) КА. Интеграция приборов БКУ КА в единый комплекс позволит сократить сроки наземной отработки космических аппаратов, улучшить характеристики и сократить стоимость БКУ КА.

Для перспективных негерметичных космических аппаратов создан БЦВК «Салют-32М1» на основе зарубежного процессора AT697F, в котором устойчивость элементов комплекса к сбоям обеспечена применением тройного модульного резервирования внутри логических узлов, а устойчивость к отказам обеспечена дублированием составных частей БЦВК и возможностью реконфигурации комплекса.

© Kozlov I. V., 2012

УДК 550.388.2

Посвящается памяти основателя иркутской школы радиоинтерферометрии ионосферных неоднородностей профессора Эдуарда Леонтьевича Афраймовича (12.03.1940–08.11.2009 гг.)

ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЛОБАЛЬНЫХ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Ю. В. Ясюкевич[1, 2], Н. П. Перевалова[1], В. В. Демьянов[3], И. К. Едемский[1], А. А. Маркидонова[1, 2]

[1]Институт солнечно-земной физики Сибирского отделения Российской академии наук
Россия, 664033, Иркутск, ул. Лермонтова, 126а, а/я 291. E-mail: yasukevich@iszf.irk.ru
[2]Иркутский государственный университет
Россия, 664003, Иркутск, ул. Карла Маркса, 1
[3]Иркутский государственный университета путей сообщения
Федерального агентства железнодорожного транспорта
России, 664074, Иркутск, ул. Чернышевского, 15

Рассмотрена методика исследования состояния околоземного космического пространства с использованием регистрации полного электронного содержания и сбоев навигационно-временных определений по данным глобальных навигационных спутниковых систем.

Приведены данные по глобальному числу электронов в околоземного космического пространства, влиянию возмущенности околоземного космического пространства на увеличение числа сбоев, а также информация

по развертываемой в Сибирском регионе сети приемников навигационных сигналов космических систем ГЛОНАСС и GPS.

Приведены некоторые результаты по детектированию отклика ионосферы на прохождение солнечного терминатора и землетрясения различной интенсивности.

Ключевые слова: Ионосфера, ионосферные неоднородности, глобальные навигационные спутниковые системы, полное электронное содержание.

STUDY OF THE NEAR-EARTH ENVIRONMENT WITH THE GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM

Yu. V. Yasyukevich[1, 2], N. P. Perevalova [1], V. V. Demyanov [3],
I. K. Edemskiy[1], A. A. Markidonova[1, 2]

[1]Institute of Solar-Terrestrial Physics of the SB RAS
126a Lermontov str., Irkutsk, 664033, Russia. P. Box 291. E-mail: yasukevich@iszf.irk.ru
[2]Irkutsk State University
1 Karl Marks str., Irkutsk, 664003, Russia.
[3]Irkutsk State University of Railroads of the Federal Agency for Rail Transportation
15 Chernyshevskij str., Irkutsk, 664074, Russia

We discuss the technique of study of the Near-Earth environment with Global Navigation Satellite System data by means of the total electron content and navigation satellites phase slips metering.

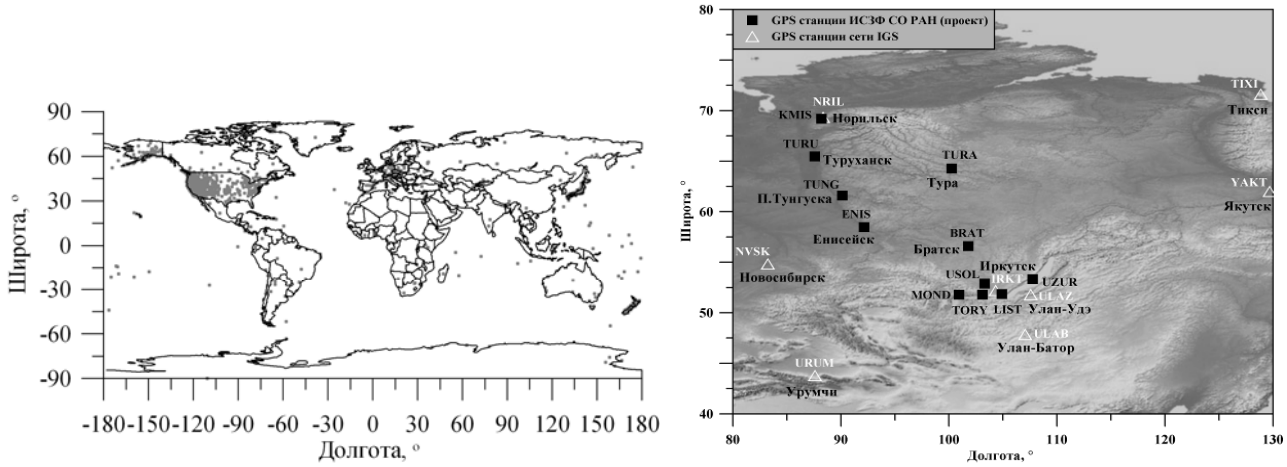
We analyze global electron content data as well as the near-Earth disturbances influence on positioning with the use of Global Navigation Satellite Systems and present the details of the Siberian GPS/GLONASS receivers network implementation.

Results of detection of ionosphere response to solar terminator and different intensity of earthquakes are shown as well.

Keywords: ionosphere, ionosphere irregularities, global navigation satellite system, total electron content.

Глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) были разработаны для определения точных координат и составляющих вектора скорости приемника, посредством регистрации сигналов навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ) в глобальной рабочей зоне [1]. В процессе эксплуатации оказалось, что возможности использования ГНСС GPS и ГЛОНАСС значительно шире тех, для которых они были непосредственно разработаны. Так, регулярные синхронные измерения кодовой псеводзадержки и фазы несущей в двух частотных диапазонах L1 и L2, которые проводились на всемирной сети навигационных приемников, позволили за последние годы получить большое количество новых данных о динамике ионосферной плазмы.

Серьезные перспективы в этом направлении открываются за счет развертывание большого количества плотных региональных сетей. На рис. 1, *а* точками отмечено расположение станций всемирной сети IGS. В настоящее время существует две полностью развернутых ГНСС: Российская глобальная навигационная система ГЛОНАСС и Американская система глобального позиционирования GPS. Разворачиваются еще две глобальные навигационные системы: китайская система COMPASS и европейская GALILEO. Предполагается, что вновь вводимые системы начнут действовать в глобальной рабочей зоне в 2020 г.



а *б*

Рис. 1. Глобальная сеть IGS (*а*), а также сеть приемников, развертываемых в Сибирском регионе (*б*)

На сегодняшний день навигационные системы позволяют получать ряд параметров, важных для задач диагностики состояния ионосферы и околоземного космического пространства (ОКП): 1) абсолютное полное электронное содержание (ПЭС) вдоль луча «спутник-приемник» и его вариации; 2) глобальное (региональное) электронное содержание, равное полному числу электронов в ионосфере (либо над заданной областью); 3) плотность сбоев навигационно-временных определений, 4) интенсивность мерцаний навигационного сигнала, измеряемая специализированными приемниками.

Первые работы по использованию ГНСС для анализа состояния ионосферы были начаты в 1994 г. [2]. В ИСЗФ СО РАН (г. Иркутск) ионосферные исследования с помощью глобальных навигационных систем начались в 1997 г. под руководством проф. Э. Л. Афраймовича [3]. За период с 1997 г. в ИСЗФ СО РАН получено достаточно большое число значимых результатов по детектированию отклика ионосферы на естественные возмущения (магнитные бури, солнечные затмения, солнечный терминатор, солнечные вспышки, тропические циклоны) и антропогенные воздействия (промышленные взрывы, запуски космических аппаратов) (см. обзор [4]). Существенная часть работ отражена в монографии [5]. Настоящая статья посвящена обзору основных результатов, полученных в 2011–2012 гг. исследовательской группой ИСЗФ СО РАН.

Размещение комбинированных приемников GPS и ГЛОНАСС на территории Сибири. К настоящему моменту на территории РФ в непрерывном режиме функционирует около 50 стационарных станций, входящих в состав трех сетей: международная сеть IGS (11 станций, http://sopac.ucsd.edu), сеть НАВГЕОКОМ (32 станции, http://www.navgeocom.ru), камчатская сеть KAMNET (11 станций, http://www.emsd.ru/geodin/regkamnet). Кроме того, на полигонах ряда институтов и ВУЗов РФ функционируют отдельные приемники GPS, работающие, как правило, в эпизодическом режиме. В Сибири, площадь которой составляет около половины территории России, действует всего шесть станции сети IGS (рис. 1, *б*). Этого не достаточно для проведения регулярных исследований состояния ОКП.

В продолжение работ, начатых Э. Л. Афраймовичем, в настоящее время в ИСЗФ СО РАН разработан план и начато развертывание региональной сети наземных двухчастотных приемников GPS/ГЛОНАСС (рис. 1, *б*, квадраты). Размещение приемников в Сибирском регионе будет производиться с учетом использования сети для исследования неоднородностей различных масштабов. Кроме того, предусматривается возможность использования полученных данных для геодинамических исследований, что существенно повысит эффективность сети и позволит проводить изучение литосферно-ионосферных взаимодействий. В составе региональной сети ИСЗФ СО РАН будет две подсети: первая – станции, размещаемые в Прибайкалье; вторая – высокоширотная сеть станций GPS/ГЛОНАСС, размещаемая вдоль р. Енисей.

Для изучения динамики среднемасштабных ионосферных возмущений с характерным размером около 250 км организуется малый измерительный треугольник в Прибайкалье TORY (п. Торы) – USOL (г. Усолье-Сибирское) – LIST (п. Листвянка). Расстояние между пунктами малого треугольника составляет около 120 км. Для изучения динамики крупномасштабных ионосферных возмущений с характерным размером ~1000 км организуется большой измерительный треугольник: MOND (п. Монды) – BRAT (г. Братск) – UZUR (п. Узур). Расстояние между пунктами большого треугольника составляет около 500 км.

Отдельно для исследований особенности высокоширотной ионосферы, планируется организовать меридиональную цепочку станций GPS/ГЛОНАСС вдоль р. Енисей. Предполагается разместить приемники GPS/ГЛОНАСС в г. Норильск (пункт KMIS), п. Туруханск (пункт TURU), п. Подкаменная Тунгуска (пункт TUNG), г. Енисейск (пункт ENIS). Среднее расстояние между пунктами составляет ~500 км. Меридиональная цепочка станций позволит исследовать движение крупномасштабных ионосферных возмущений в меридиональном направлении в приполярных широтах. Кроме того, рассматривается возможность размещения приемника GPS/ГЛОНАСС в п. Тура (пункт TURA). Это позволило бы организовать измерительные треугольники TURU–TUNG–TURA; TUNG–TURA–ENIS для определения полного вектора горизонтальной скорости крупномасштабных возмущений. Расстояние между приемными пунктами в измерительных треугольниках составит ~600 км.

К настоящему времени установлены и функционируют в режиме непрерывных измерений приемники GPS/ГЛОНАСС в пунктах TORY, USOL, LIST, составляющие малый измерительный треугольник.

К методике определения абсолютного полного электронного содержания. Данные кодовых и фазовых измерений псевдодальностей геодезических приемников СРНС GPS и ГЛОНАСС как правило представлены в виде стандартных RINEX-файлов. Методика восстановления наклонного ПЭС по данным двухчастотных приёмников GPS в достаточной степени разработана и описана в ряде источников [5]. ПЭС вдоль луча зрения из точки приёма на навигационный ИСЗ определяется по кодовым и фазовым измерениям, соответственно, как:

$$I = \frac{1}{40.308}\frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}\left[\left(P_2 - P_1\right) + nP + \delta P\right]; \qquad (1)$$

$$I = \frac{1}{40.308}\frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}\left[\left(L_1\lambda_1 - L_2\lambda_2\right) + K + nL\right], \qquad (2)$$

где f_1, f_2 – рабочие частоты СРНС; P_1, P_2 – псевдодальность, измеренная по кодовой псевдозадержке – групповой путь волны, м; $L_1\lambda_1$, $L_2\lambda_2$ – фазовый путь, м; K – параметр неоднозначности фазовых измерений; nP, nL – погрешности определения группового и фа-

зового пути, δP – систематическая погрешность, образованная за счет временной рассинхронизации измерительных каналов в спутнике и приемнике на двух частотах.

Ошибка определения ПЭС nP по формуле (1) может достигать 30–50 % (а в отдельных случаях ~100 %) [6]. В то же время ошибка определения вариаций ПЭС nL по формуле (2) составляет менее 0,1 % по отношению к фоновой концентрации, однако при этом абсолютное значение ПЭС остается неизвестным и требуется разрешение фазовой неоднозначности.

Существует множество алгоритмов восстановления абсолютного значения наклонного ПЭС при фазовых измерениях. Один из алгоритмов – грубое разрешение неоднозначности фазовых измерений за счет их выравнивания по тренду кодовых измерений на длительном ряду непрерывных наблюдений. Предполагая, что $\delta P = 0$, получаем для неоднозначности фазы следующие выражение:

$$K = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left(\left(L_1\lambda_1 - L_2\lambda_2\right) - \left(P_2 - P_1\right)\right)_i . \qquad (3)$$

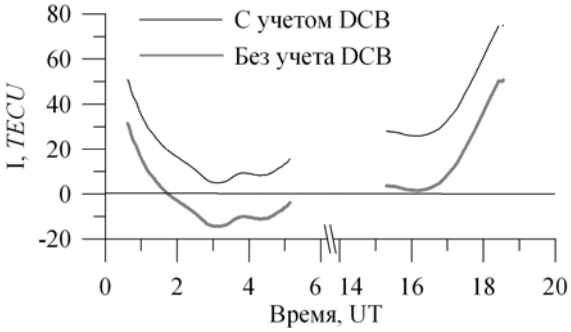
Точность разрешения фазовой неоднозначности с использованием данного подхода зависит от продолжительности временного интервала регистрации измерений: с увеличением числа независимых измерений N соотношение сигнал/шум повышается в $\sqrt{N}$ раз. Экспериментально нами установлено, что минимальная продолжительность ряда измерений для получения необходимой точности измерений составляет 20 мин.

Систематическая ошибка связанная с рассинхронизацией каналов L1 и L2 навигационного спутника и приемника, известная в англоязычной литературе как дифференциальные кодовые задержки (Differential code bias, DCB), приводит к значительной ошибке определения абсолютного значения ПЭС. На рис. 2, *а* приведен пример, показывающий, что игнорирование данной погрешности в процессе определения абсолютного значения ПЭС может приводить к появлению отрицательных значений ПЭС, что физически бессмысленно. Для ГЛОНАСС ошибка определения ПЭС I_{BIAS}, обусловленная дифференциальными кодовыми задержками, может достигать 50 TECU (1 TECU = 10^{16} м$^{-2}$) в аппаратуре приемника и 70 TECU в аппаратуре спутника; для GPS соответствующие значения достигают величин 60 TECU и 30 TECU.

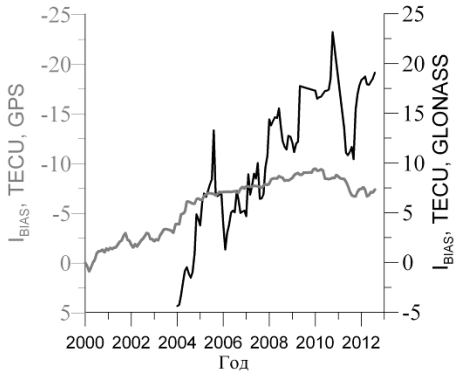
На рис. 2, *б* представлены ошибки определения ПЭС, связанные с рассинхронизацией частотных каналов для спутников GPS PRN03 и ГЛОНАСС №04. Можно видеть, что имеет место систематическое изменение ошибки ПЭС, связанной с рассинхронизацией частотных каналов. Систематическое изменение гораздо более выражено для каналов на спутниках ГЛОНАСС и составляет ~1,7 нс в год (что соответствует изменению ошибки определения ПЭС на 5 TECU/год), в то время как для каналов спутников GPS – ~0.7 нс в год (2 TECU/год).

Отклик ионосферы на землетрясения с различной магнитудой. Исследования [5] показывают, что отклик ПЭС на ударно-аккустические волны (УАВ), генерируемые при землетрясениях (ЗТ), промышленных взрывах и запусках космических аппаратов, независимо от типа источника воздействия, носит характер, соответствующий классической форме ударной волны (последовательно фазы сжатия и разрежения).

С использованием измерений вариаций ПЭС нами были проведены исследования откликов ионосферы на землетрясения различной интенсивности (магнитуды 4,1 ≤ Mw ≤ 9,0), зарегистрированных в период 1999–2012 гг. в регионах, заметно отличающихся характером тектонических движений (Байкальская рифтовая зона, Япония, Новая Зеландия, Суматра, Греция). Примеры вариаций ПЭС, отфильтрованных в диапазоне периодов 2–10 мин, для трех землетрясений различной интенсивности (Mw ≤ 6,5, 6,5 ≤ Mw ≤ 7,0, 7,0 ≤ Mw) приведены на рис. 3.



а



б

Рис. 2. Абсолютное значение ПЭС рассчитанное с учетом и без учета DCB (*а*); динамика погрешности определения ПЭС I_{BIAS}, связанная с DCB для спутника ГЛОНАСС 04 (черная кривая, правая ось), и GPS PRN03 (серая кривая, левая ось) (*б*)

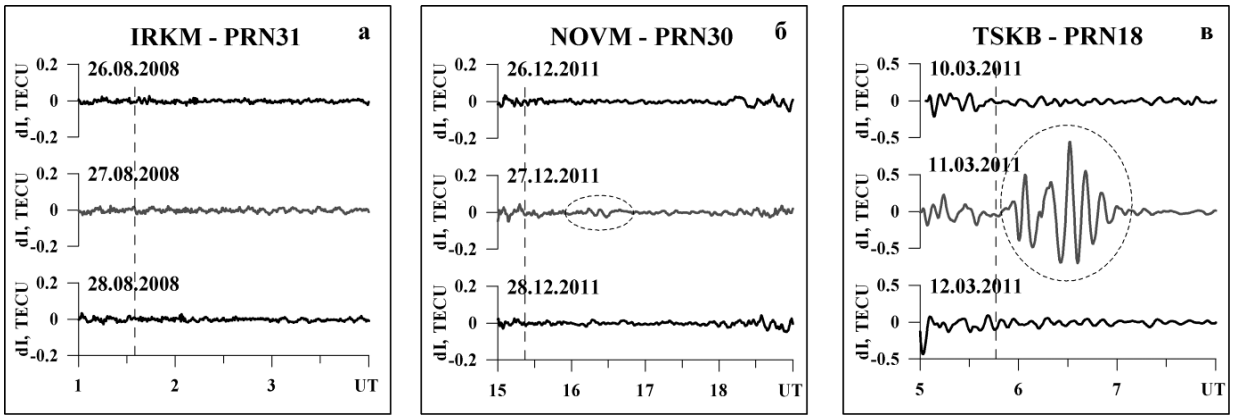


Рис. 3. Примеры вариаций ПЭС для землетрясений различной интенсивности: *а* – 27.08.2008 на Байкале с Mw = 6.3, (станция IRKM, спутник GPS PRN31); *б* – 27.12.2011 в Республике Тыва с Mw = 6.7 (станция NOVM, спутник PRN30); *в* – 11.03.2011 в Японии с Mw = 9.0 (станция TSKB, спутник PRN18). Показаны вариации ПЭС в день землетрясения и в контрольные дни

Анализ показывает, что после землетрясений с магнитудами Mw ≤ 6,5 (независимо от механизма очага землетрясения) волновые возмущения в вариациях ПЭС не наблюдаются. Отклики на землетрясения с 6,5 ≤ Mw ≤ 7,0 регистрируются на отдельных лучах «приемник – спутник», имеют небольшую амплитуду; их трудно выделять на уровне фоновых колебаний. Возмущения ПЭС, вызванные сильными землетрясениями с магнитудами 7,0 ≤ Mw ≤ 9,0, в целом, регистрируются уверенно, что позволяет определять их характеристики и рассчитывать параметры движения. При этом отклики на сильные землетрясения более ярко выражены для толчков, имевших существенную вертикальную составляющую в очаге.

Полученные результаты подтверждаются данными других исследователей: обзор публикаций за период 1964–2012 гг. показал, что землетрясения, вызвавшие заметные волновые возмущения в ионосфере, имели магнитуду не ниже 6.5. Таким образом, величину Mw = 6.5 можно считать пороговым значением магнитуды, ниже которого заметных волновых возмущений ПЭС, вызванных землетрясением, не наблюдается. При малых магнитудах сейсмической энергии, очевидно, недостаточно для возбуждения волн в нейтральной атмосфере, способных вызвать возмущения ПЭС в ионосфере, различимые на уровне фоновых флуктуаций. Для уверенного выделения возмущений ПЭС после землетрясения с магнитудой, близкой к пороговому значению, как правило, требуется значительное количество станций GPS в районе землетрясения. Для землетрясений с Mw > 6.5 заметное влияние на формирование и интенсивность волновых возмущений в ионосфере оказывает также механизм очага землетрясения. Вертикальные смещения земной поверхности более эффективны как источник внутренних волн в атмосфере, следствием которых являются ионосферные возмущения.

Исследование эффектов солнечного терминатора в ионосфере по данным ГНСС. В более ранних работах на основании измерений вариаций ПЭС нами было обнаружено появление волновых возмущений крупного (КМ) и среднего масштабов (СМ), связанных с прохождением солнечного терминатора (СТ) в локальной и магнитосопряженной областях [7]. Была предложена гипотеза о переносе возмущения собственными волнами медленного магнитного звука (ММЗ), генерирующимися при прохождении СТ через магнитосопряженную точку. В подтверждение этого, периоды наблюдаемых колебаний ПЭС соответствовали периодам первых гармоник собственных ММЗ колебаний для средних широт [8].

Для получения новых свидетельств в пользу магнитогидродинамической природы волновых пакетов мы исследовали изменение параметров волновых возмущений с широтой. Для этих целей были выбраны два региона в Японии: «Юг» (30–35°N; 130–140°E) и «Север» (38–45°N; 138–145°E). На рис. 4, *а*, *б* представлены динамические спектры ПЭС в системе локального времени солнечного терминатора. Можно видеть, что регистрация волновых возмущений начинается в северном (рис. 6, *а*) регионе примерно на час раньше, чем в южном (рис. 4, *б*). В обоих случаях время начала регистрации хорошо согласуется с временем прохождения солнечного терминатора через магнитосопряженную область. Пространственное распределение вариаций ПЭС (рис. 4, *в*) показывает, что наклон фазового фронта регистрируемых возмущений хорошо согласуется с наклоном линии магнитосопряженного терминатора. Указанные факты являются дополнительным аргументом в пользу гипотезы о переносе «терминаторного» возмущения волнами медленного магнитного звука из другого полушария.

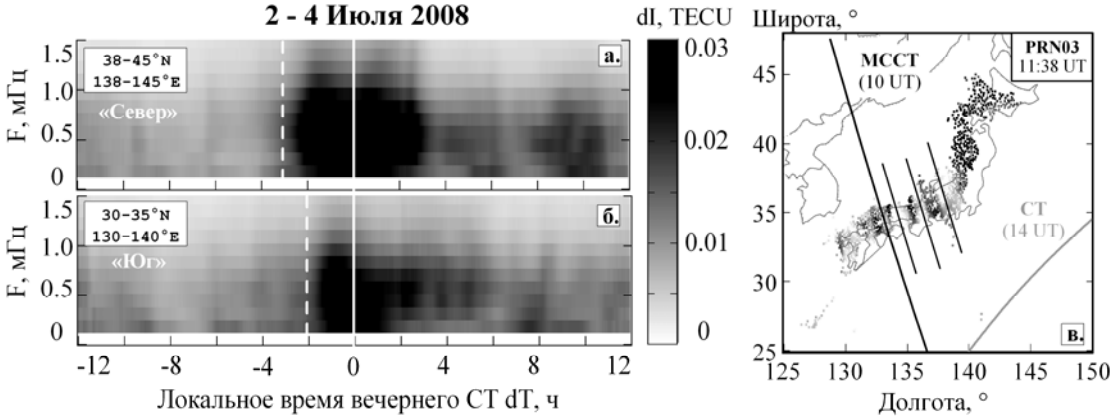
Глобальное электронное содержание. В 2006 г. в ИСЗФ СО РАН была разработана методика для расчета Регионального (РЭС) и Глобального (ГЭС) электронного содержания, равного полному числу электронов в ОКП. ГЭС и РЭС вычисляется с использованием глобальных ионосферных карт полного электронного содержания GIM (Global ionosphere map),

рассчитываемых по данным сети станций ГНСС [5]. Ряды ГЭС и РЭС характеризуются сильновыраженными годовыми, полугодовыми и 27-дневными вариациями. На рис. 5 представлены вариации ГЭС и РЭС в Сибири, которые получены с использованием сглаживания с окном 10 дней (рис. 5, *а*) и 365 дней (рис. 5, *б*). Можно видеть, что ГЭС и РЭС достаточно хорошо следует общей динамике цикла солнечной активности. В этой связи данный параметр может служить индексом состояния ОКП наряду с уровнем потока солнечного радио- и рентгеновского излучения, а также индексами геомагнитной активности.

Амплитуда полугодовых вариаций максимальна при высоком уровне солнечной активности. Годовые вариации РЭС и ГЭС сдвинуты по фазе. Максимум годовых вариаций ГЭС приходится на зимние месяцы. Это означает, что южное полушарие вносит более существенный вклад в годовые вариации. Достаточно хорошо проявляется затянувшийся минимум 23-го цикла солнечной активности и выход на максимум нового цикла в конце 2011 г.

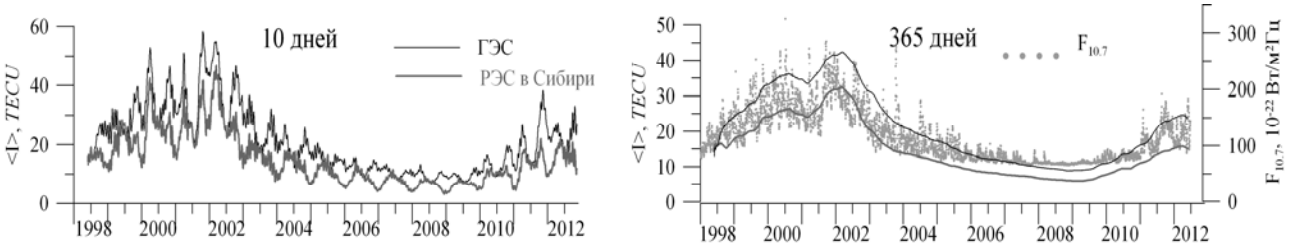
Сбои навигационно-временных определений. В работах [9; 10] было показано, что солнечные вспышки, а также крупномасштабные магнитоориентированные неоднородности могут привести к нарушению функционирования ГНСС. Неоднородное состояние среды ОКП является причиной резкого снижения качества измерения радионавигационных параметров – кодовой псевдозадержки и фазы несущей. Главной причиной этого явления служит рассеяние сигналов навигационных спутников на мелкомасштабных неоднородностях электронной концентрации. Таким образом, плотности сбоев измерений кодовой псевдозадержки и фазы несущей могут служить показателями неоднородной пространственно-временной структуры среды ОКП.

На рис. 6 приведены результаты регистрации плотности сбоев сопровождения фазы навигационного сигнала *P* на частотах L1 (рис. 6, *а*) и L2 (рис. 6, *б*) GPS (серые кривые) и ГЛОНАСС (черные кривые) во время магнитной бури 20 ноября 2003 г. Главная фаза магнитной бури имела место в период 16–21 UT. Для GPS имеет место наличие постоянного фонового уровня сбоев на частоте L2 на уровне ~3 %. При этом, имеет место рост сбоев сопровождения фазы вспомогательной частоты во время магнитной бури для системы GPS с 3 до 8 %. Для ГЛОНАСС увеличение срывов сопровождения фазы на частоте L2 может достигать ~3 %. Стоит отметить практически полное отсутствие сбоев на основной частоте L1.



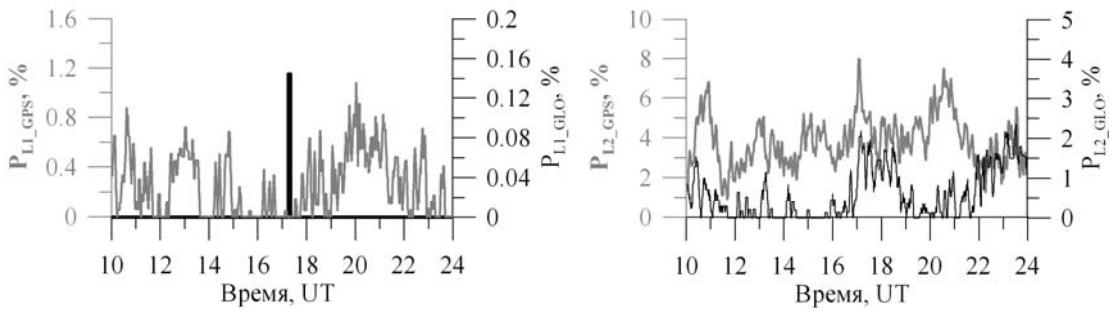
а *б*

Рис. 4. Динамические спектры ПЭС в северной (*а*) и южной (*б*) части Японии, а также пространственное распределение вариаций ПЭС по отношению к линии солнечного терминатора (*в*)



а *б*

Рис. 5. Динамика ГЭС и РЭС в Сибири, сглаженного с окном 10 дней (*а*) и 365 дней (*б*). Серыми точками приведено значение солнечного радиоизлучения на длине волны 10.7 см



а *б*

Рис. 6. Плотность сбоев сопровождения фазы *P* на частоте L1 (а) и L2 (б) GPS (серые кривые) и ГЛОНАСС (черные кривые) во время магнитной бури 20 ноября 2003 г.

В работе представлены возможности использования ГНСС для мониторинга состояния ОКП. Применение данных всемирной и региональных сетей позволяет проводить мониторинг состояния ионосферы в различных точках Земного шара с беспрецендентным разрешением по времени и пространству. Систематическая ошибка определения текущих значений ПЭС, связанная с рассинхронизацией частотных каналов спутников и приемников, достаточно значительна и может составлять десятки TECU. Для ГЛОНАСС изменение этой ошибки (~5 TECU/год) в целом выше, чем для GPS (~2 TECU/год).

На основании данных ПЭС, полученного с помощью ГНСС, определен порог магнитуды, ниже которого заметных волновых возмущений ПЭС, вызванных землетрясением, не наблюдается. Его величина составляет Mw = 6.5. Получены новые свидетельства в пользу МГД-природы возмущений, ассоциируемых с прохождением солнечного терминатора.

Ведутся исследования возможности использования информации о плотности сбоев измерений радионавигационных параметров в аппаратуре GPS и ГЛОНАСС для определения уровня возмущенности среды ОКП. Имеет место увеличение плотности сбоев во время магнитных бурь. При этом отмечено, что сбои сопровождения фазы в системе ГЛОНАСС в целом ниже, чем в GPS. Для последней существует регулярный «фоновой» уровень сбоев, особенно существенный на частоте L2.

Использование данных GPS позволяет получить данные о числе электронов в ОКП. Глобальное и региональное электронное содержание хорошо следует динамике цикла солнечной активности и характеризуется 27-дневными, полугодовыми и годовыми вариациями.

Развертываемая в Сибирском регионе сеть станций значительно повысит возможности мониторинга на территории России. После полного развертывания сети будет возможно детектирование крупномасштабных и среднемасштабных возмущений на территории Сибири, а также построение региональных карт ПЭС с точностью, существенно превышающую точность глобальных ионосферных карт. В заключении нам бы хотелось указать на необходимость межведомственного согласования вопроса о возможности использования полигонов различных научных центров, ВУЗов, метеостанций для размещения навигационных приемников и осуществления мониторинга состояния ОКП над территорией России.

Благодарности

Мы глубоко признательны нашему Учителю проф. Э. Л. Афраймовичу за его активную деятельность на протяжении многих лет, в которой мы имели возможность участвовать. Мы благодарны Э. И. Астафьевой, С. В. Воейкову, Н. С. Гаврилюк, И. В. Живетьеву, А. Б. Ишину, В. В. Кирюшкину, Е. А. Косогорову, А. С. Леоновичу, Л. А. Леонович, О. С. Лесюте, К. С. Паламарчуку, А. С. Поляковой, Г. Я. Смолькову, П. В. Татаринову в различные годы участвовавших в работах по детектированию отклика ионосферы на естественные и антропогенные воздействия, и влиянию ОКП на устойчивость работы ГНСС, а также всем тем, с кем за эти годы шли дискуссии, что, безусловно, позволило более детально понять наблюдаемые эффекты.

Библиографические ссылки

1. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В. А. Болдина. М. : ИПРЖР. 1998. 400 с.

2. Calais E., Minster J. B. GPS detection of ionospheric perturbations following the January 1994, Northridge earthquake // Geophys. Res. Let. 1995. Vol. 22. P. 1045–1048.

3. Afraimovich E. L., Palamartchouk K. S., Perevalova N. P. GPS direct and inverse radiointerferometry – new methods of investigating Travelling Ionospheric Disturbances // Acta Geod. Geoph. Hung. 1997. Vol. 32, no. 3–4. P. 469–479. Abstract.

4. Исследования ионосферных возмущений методами GPS-радиозондирования в ИСЗФ СО РАН / Э. Л. Афраймович, Э. И. Астафьева, С. В. Воейков и др. // Солнечно-земная физика. 2011. Вып. 18. С. 24–39.

5. Афраймович Э. Л., Перевалова Н. П. GPS-мониторинг верхней атмосферы Земли. Иркутск : Изд-во ГУ НЦ РВХ ВСНЦ СО РАМН. 2006. 480 с.

6. Куницын В. Е., Терещенко Е. Д., Андреева Е. С. Радиотомография ионосферы. М. : Физматлит, 2007. 255 с.

7. Spatio-temporal structure of the wave packets generated by the solar terminator / E. L. Afraimovich, I. K. Edemskiy, S. V. Voeykov et al. // Advances in Space Research. 2009. Vol. 44, no 7. P. 824–835.

8. The MHD nature of night-time MSTIDs excited by the solar terminator / E. L. Afraimovich, I. K. Edemskiy, A. S. Leonovich et al. // Geophys. Res. Letters. 2009. Vol. 36. L15106. doi:10.1029/2009GL039803.36.

9. Сбои функционирования спутниковых навигационных систем GPS-ГЛОНАСС, обусловленные мощным радиоизлучением солнца во время солнечных вспышек 6, 13 декабря 2006 г. и 28 октября 2003 г. / Э. Л. Афраймович, Н. С. Гаврилюк, В. В. Демьянов и др. // Космические исследования. 2009. Т. 47, № 2. С. 146–157.

10. Effects of ionosphere super-bubble on the GPS positioning performance depending on the orientation relative to geomagnetic field / V. V. Demyanov, Yu. V. Yasyukevich, A. B. Ishin et al. // GPS solutions. 2012. Vol. 16, no. 2. P. 181–189.

References

1. *Global'naya sputnikovaya radionavigatsionnaya sistema GLONASS* (The Global Satellite Radio Navigation System GLONASS). Ed. Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. Moscow, IPRZhR, 1998, 400 p.

2. Calais E., Minster J. B. *Geophys. Res. Let*. 1995, vol. 22, p. 1045–1048.

3. Afraimovich E. L., Palamartchouk K. S., Perevalova N. P. *Acta Geod. Geoph. Hung*. 1997, vol. 32, no. 3–4, p. 469–479. Abstract.

4. Afraimovich E. L., Astafyeva E. I., Voeikov S. V. et al. *Solnechno-Zemnaya phisika*. 2011, vol. 18, p. 24–39.

5. Afraimovich E. L., Perevalova N. P. *GPS-monitoring verkhney atmosfery Zemli* (GPS monitoring of the Earth's upper atmosphere). Irkutsk, 2006, 480 p.

6. Kunitsyn V. E., Tereshchenko E. D., Andreeva E. S. *Radiotomografiya ionosfery* (Ionospheric radio tomography). Moscow, Nauka, 2007.

7. Afraimovich E. L., Edemskiy I. K., Voeykov S. V., Yasukevich Yu. V., Zhivetiev I. V. *Advances in Space Research*. 2009, vol. 44, no. 7, p. 824–835.

8. Afraimovich E. L., Edemskiy I. K., Leonovich A. S., Leonovich L. A., Voeykov S. V., Yasyukevich Yu. V. *Geophys. Res. Letters*. 2009, vol. 36, L15106. doi:10.1029/2009GL039803.36.

9. Afraimovich E. L., Demyanov V. V., Gavrilyuk N. S., Ishin A. B., Smolkov G. Ya. *Cosmic Research*. 2009, vol. 47, no. 2, p. 126–137.

10. Demyanov V. V., Yasyukevich Yu. V., Ishin A. B., Astafyeva E. I., Jin S. *GPS solutions*. 2012, vol. 16, no. 2, p. 181–189.

© Ясюкевич Ю. В., Перевалова Н. П., Демьянов В. В., Едемский И. К., Маркидонова А. А., 2013

УДК 629.78

АНАЛИЗ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ МЕЖАГЕНТСКОГО КООРДИНАЦИОННОГО КОМИТЕТА ПО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЮ ОБРАЗОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Ю. Л. Булынин, И. Л. Созонова

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52
E-mail: bulinin@iss-reshetnev.ru

Рассматриваются требования межагентского документа «Руководящие принципы организации работ по снижению техногенного засорения космического пространства» и обсуждается возможность их выполнения.

Проведенный в статье анализ долгосрочной эволюции орбит спутников систем ГЛОНАСС и GPS показал, что минимизация эксцентриситета на момент окончания активного функционирования наиболее простой и эффективный путь для предотвращения столкновений в области средневысотных орбит. В статье показано, что для гарантированной безопасности действующей орбитальной группировки системы ГЛОНАСС, высота орбиты «захоронения» должна отличаться от номинальной не менее, чем на 450 км при эксцентриситете не более 0,0004.

Из приведенных в статье статистических данных следует, что с 1999 по 2011 гг. практически половина спутников была уведена на орбиту, соответствующую требованиям «Руководящих принципов МККМ по предупреждению образования космического мусора».

На примере увода КА Экспресс-А3 продемонстрирована возможность увода на орбиту «захоронения» с ГСО отечественных КА, находящихся на западной границе зоны видимости российских станций слежения.

Ключевые слова: космический мусор, космический объект, оберегаемые районы, область низковысотных орбит, область геостационарной орбиты, область средневысотных орбит, орбита «захоронения».

ANALYSIS OF THE REQUIREMENTS PERFERMANCE OF INTERAGANCY COORDINATION COMMITTEE ON DEBRIS PREVENTION

Yu. L. Bulynin, I. L. Sozonova

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zhelenogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: bulinin@iss-reshetnev.ru

The authors consider the requirements of the interagency document “Guidelines for the activity management on the decrease of the space pollution” and discuss the possibility of their fulfillment.

The analysis of the long-term evolution of the GLONASS and GPS satellites orbits made in the article shows that the minimization of the eccentricity at the end of the active functioning is the easiest and the most effective way for collision prevention in the area of medium earth orbit. In the article it is shown that for guaranteed safety of the acting orbital group of the GLONASS system the height of the disposal orbit should be different from the nominal orbit at least at 450 km at the eccentricity value not exceeding 0,0004.

According to the data provided in the article in the period from 1999 to 2011 almost the half of the satellites were transferred to the orbit meeting the requirements of the “Support to the IADC Spaces Debris Mitigation Guidelines”.

The sample of the “Express-A3” satellite illustrates the possibility of the transfer of the satellites located at the western border of the Russian tracker stations visibility zone from the GEO to the disposal orbit.

Keywords: space debris, extraterrestrial object, protected regions, area of low circular orbit, area of geostationary orbit, area of middle circular orbit, disposal orbit.

Устав Межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора (МККМ) Inter-Agency Coordinating Space Debris (IADC), как самостоятельной организации, был принят в 1993 году. Сегодня МККМ – авторитетный международный технический эксперт, который тщательно исследует и прогнозирует последствия различных сценариев развития космической деятельности и формулирует свои рекомендации на основе консенсуса между специалистами различных государств.

Комитетом разработан документ под названием «Руководящие принципы МККМ по предупреждению образования космического мусора», учитывающий общее воздействие космических полетов на окружающую среду. При этом особое внимание уделяется следующим аспектам:

– ограничение образования мусора при штатных операциях;

– сведение к минимуму возможностей разрушения на орбите;

– удаление с орбиты после прекращения программы полета;

– предупреждение столкновений на орбите.

В настоящее время определено два оберегаемых района. Район А – район низкой околоземной орбиты – сферический район от поверхности Земли до высоты 2000 км. И район геостационарной орбиты. Рассматривается вопрос о введении третьего оберегаемого района – область средневысотных орбит систем ГЛОНАСС, GPS и GALILEO.

Орбитальная обстановка в области средневысотных орбит. Для оценки орбитальной обстановки в области средневысотных орбит проанализированы элементы орбит космических объектов системы ГЛОНАСС, запущенных в период с 1982 по 2011 гг., и космических объектов системы GPS, запущенных в период с 1978 по 2009 гг. [1].

На рис. 2–4 приведены эксцентриситеты орбит КО системы ГЛОНАСС и системы GPS, а так же высоты перигеев орбит КО системы GPS относительно номинальной высоты системы ГЛОНАСС.

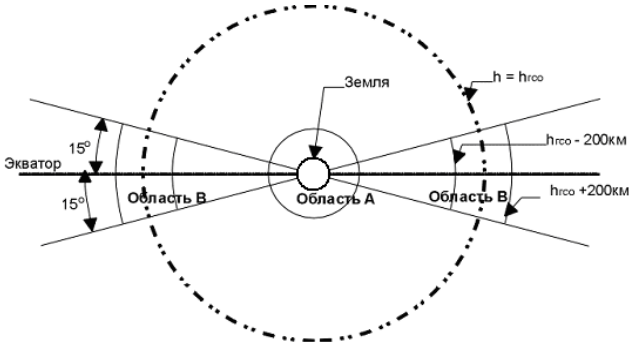


Рис. 1. Оберегаемые районы

Из рис. 2 видно, что фактически почти все орбиты космических объектов (КО) системы ГЛОНАСС имеют малые эксцентриситеты до 0,004. Максимальное значение эксцентриситета – 0,007.

Эксцентриситеты орбит КО системы GPS существенно больше эксцентриситетов орбит КО системы ГЛОНАСС. Максимальное значение эксцентриситета орбиты КО системы GPS – 0,04 (см. рис. 3).

Как видно из рис. 4, высоты перигея двух КО системы GPS находятся уже ниже номинальной высоты системы ГЛОНАСС. С годами тенденция сближения будет взаимной. КА ГЛОНАСС будут стремиться к орбите GPS своими апогеями, а GPS к орбите ГЛОНАСС своими перигеями. И это стремление будет тем медленнее, чем меньший эксцентриситет будут иметь КА на момент окончания своей активной жизни.

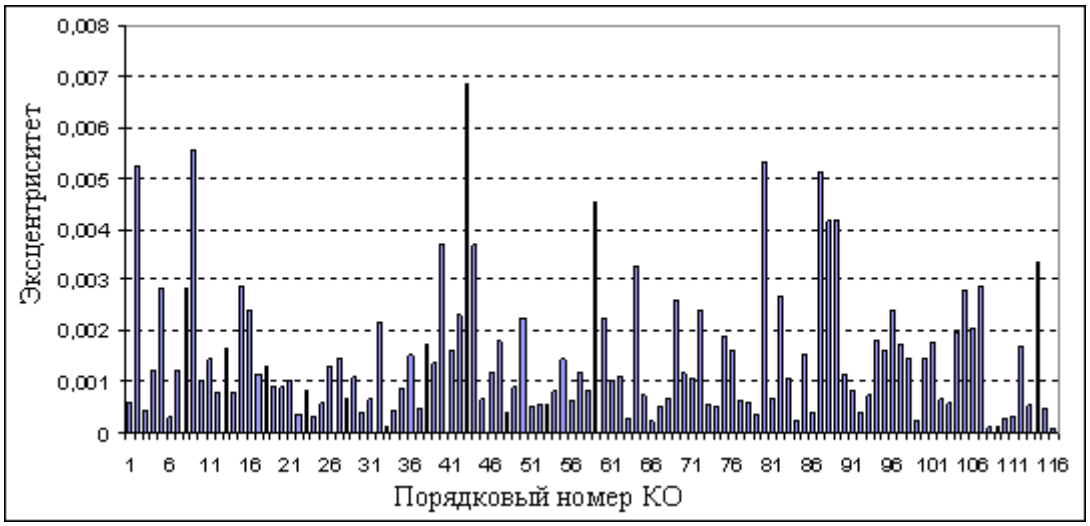


Рис. 2. Эксцентриситеты орбит КО системы ГЛОНАСС

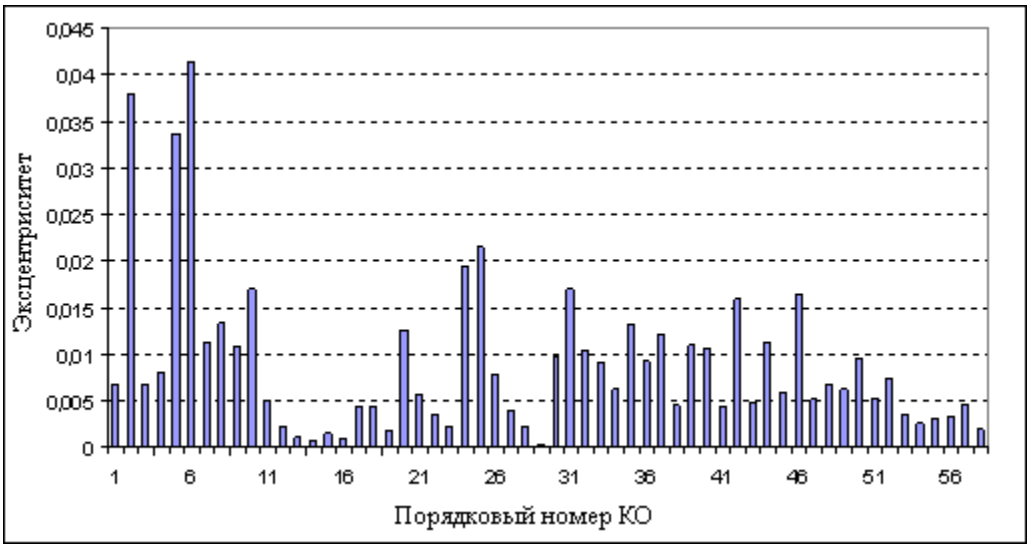


Рис. 3. Эксцентриситеты орбит КО системы GPS

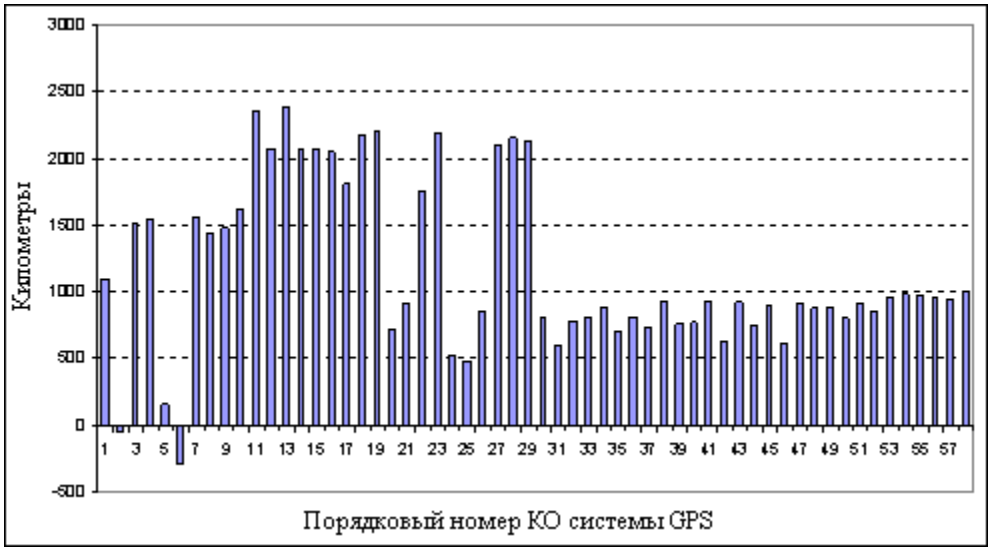


Рис. 4. Высота перигея орбит КО системы GPS относительно номинальной высоты системы ГЛОНАСС

По предварительным расчетам окончание САС с эксцентриситетом на уровне 0,001–0,002 позволит исключить возможность взаимного сближения в течение 300–400 лет. Таким образом, минимизация эксцентриситета на момент окончания активного функционирования наиболее простой и эффективный путь для предотвращения столкновений в области средневысотных орбит.

При оценке риска столкновения особое внимание следует уделять определению возможного диапазона высот, на которых могут находиться спутники системы ГЛОНАСС на этапе ввода в систему и в процессе штатной эксплуатации. Вновь запущенные спутники на этапе ввода в систему могут находиться на орбитах, высота которых может отличаться от номинальной на ± 440 км. В процессе штатной эксплуатации основное влияние на отличие высоты орбиты от номинальной оказывает эксцентриситет. Фактический эксцентриситет большинства спутников системы ГЛОНАСС, в том числе и закончивших эксплуатацию, находится на уровне 0,004 и менее, что соответствует отличию высоты орбиты от номинальной не более чем на ±130 км.

Проведенные расчеты показывают, что, для гарантированной безопасности действующей орбитальной группировки системы ГЛОНАСС, высота орбиты «захоронения» должна отличаться от номинальной не менее чем на 450 км при эксцентриситете не более 0,0004 [2].

Выполнение требований межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора. На ежегодных сессиях межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора обсуждаются результаты выполнения требований «Руководящих принципов МККМ по предупреждению образования космического мусора». На сессии 2012 года Европейским космическим агентством были представлены сведения по тем спутникам, которые с 1999 по 2011 год включительно прекратили свое активное существование (табл. 1). Можно отметить, что почти половина спутников была выведена на орбиту дрейфа, соответствующую требованиям «Руководящих принципов МККМ по предупреждению образования космического мусора». С каждым годом процент выведенных на безопасную орбиту «захоронения» космических объектов увеличивается.

Для примера рассмотрим ситуацию, сложившуюся в 2010 г. На ГСО были запущены 29 новых КА, а 19 КА были выведены из эксплуатации.

Из них:

11 КА были уведены с орбиты в соответствии с правилами МККМ:

– TDRS-1 (83026B, USA, 357 km x 515 km);
– Satcom C-3 (92060B, USA, 826 km x 1056 km);
– Thaicom 1 (93078B, Thailand, 302 km x 317 km);
– Brazilsat B1 (94049A, Brazil, 282 km x 298 km);
– PAS 4 (95040A, USA, 803 km x 1011 km);
– Nahuel 1A (97002B, Argentina, 241 km x 265 km);
– BSAT-1A (97016B, Japan, 309 km x 345 km);
– Intelsat VIII F-2 (97031A, Intelsat, 500 km x 738 km);
– Eutelsat W2 (98056A, Eutelsat, 281 km x 294 km);
– Insat 4CR (07037A, India, 275 km x 299 km);
– Rascom QAF 1 (07063A, Mauritius, 313 km x 372 km);

4 КА не были захоронены должным образом:

– Thaicom 2 (94065B, Thailand, 192 km x 198 km);
– Galaxy 9 (96033A, USA, 178 km x 242 km);
– Insat 2E (99016A, India, 147 km x 205 km);
– Yamal-100 No.2 (99047B, Russia, 71 km x 95 km);

4 КА были оставлены на либрационных орбитах:

– Turksat 3;
– Cosmos-2240;
– Beidou DW2 (Compass G2);
– Galaxy 15.

Следует отметить, что космические аппараты производства ОАО «ИСС» успешно уводились с 1987 по 1993 гг., еще до образования межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора (табл. 2).

Для оценки возможности выполнения требований межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора по уводу космических аппаратов с геостационарной орбиты были проанализированы запасы рабочего тела на космических аппаратах производства ОАО «ИСС», находящихся на ГСО (табл. 3).

У двух спутников запасы топлива на увод не предусмотрены. Два спутника находятся за гарантийным сроком, но запасы на увод имеются. У остальных спутников запасы на увод предусмотрены [3].

Таблица 1

Результаты увода КА с орбиты с 1999 по 2011 гг.

	`99	`00	`01	`02	`03	`04	`05	`06	`07	`08	`09	`10	`11	Итого
Оставлены на L1	5	3	5	1	–	2	1	2	1	2	3	4	1	26
Оставлены на L2	1	1	2	1	1	1	1	1	–	1	–	–	–	10
Оставлены на L1/L2	–	2	–	–	–	–	1	–	–	1	–	–	–	4
Орбита дрейфа не соответствует требованиям	4	2	6	5	7	5	5	7	1	1	6	4	2	51
Орбита дрейфа соответствует требованиям	5	3	2	4	8	5	9	9	11	6	12	11	13	89
Итого	15	11	15	11	16	13	19	19	13	11	21	19	16	180

Таблица 2

Результаты увода космических аппаратов производства ОАО «ИСС»

Дата увода	Межд. номер	Спутник	Высота над ГСО после увода, км
13.03.87	1984-090-A	Экран	1100 км
20.08.87	1983-088-A	Радуга	600 км
06.11.87	1985-107-A	Радуга	1400 км
20.01.88	1986-038-A	Экран	900 км
26.11.88	1984-063-A	Радуга	1200 км
23.01.89	1982-113-A	Радуга	800 км
22.12.90	1988-036-A	Экран	1200км
01.12.91	1986-007-A	Радуга	400 км
12.12.91	1987-028-A	Радуга	1300 км
23.06.92	1991-046-A	Горизонт	900км
25.06.92	1987-040-A	Горизонт	1400км
23.12.92	1984-090-A	Экран	1200 км
21.09.93	1986-082-A	Радуга	1200 км

Таблица 3

Анализ выполнения требований МККМ по уводу с ГСО

	Название	Международный номер	Дата запуска
Спутники 1- 2 за гарантийным сроком. Запасы р.т. на увод не предусмотрены			
1	COSMOS 2371	00036A	05.07.2000
2	RADUGA 1-8	09010A	2009
Спутники 3-4 за гарантийным сроком. Запасы р.т. на увод есть			
3	EXPRESS-2A	00013A	12.03.2000
4	EXPRESS-4A	02029A	12.06.2002
Запасы р.т. на увод предусмотрены			
5	EXPRESS-AM1	04015A	30.10.2004
6	EXPRESS-AM2	05010A	30.03.2005
7	EXPRESS-AM3	05023A	24.06.2005
8	EXPRESS-AM22	03060A	29.12.2003
9	RADUGA 1M-1	07058A	08.12.2007
10	EXPRESS-AM33	08003A	28.01.2008
11	EXPRESS-AM44	09007A	11.02.2009
12	RADUGA 1M-2	10002A	28.02.2010
13	COSMOS 2473	2011-048A	20.09.2011
14	AMOS-5	2011-074-A	11.12.2011
15	LUCH-5A	2011-074-B	11.12.2011

Пример увода космического аппарата с геостационарной орбиты. Примером успешного увода КА с ГСО может служить увод КА Экспресс-А3, осуществленный в июне – августе 2009 г. В процессе эксплуатации КА находился в точке 11° з. д. на западной границе зоны видимости российских станций слежения. При применении схемы прямого увода КА с орбиты на необходимую высоту, КА оказывался вне зоны видимости российских станций слежения уже во время проведения маневра увода, что не позволяло провести завершающие операции со спутником.

Программа увода предполагала первоначальное понижение высоты орбиты и дрейф в восточном направлении с последующим поднятием высоты. При этом гарантировалось нахождение КА в течение необходимого времени после окончания маневра увода в ЗРВ ЦКС «Владимир».

Программа увода Экспресс-А3 (рис. 5). Проведение коррекции длительностью 24 часа с целью смещения КА на Восток со скоростью около 1 град/сутки.

1. Пассивный дрейф на Восток в течение 50 суток до долготы (36–38) град. в. д.

2. Проведение коррекции длительностью 144 часа с целью увода КА на высоту примерно (380–400) км над ГСО. Скорость смещения КА на Запад составила около 5 град/сутки.

3. Продолжительность пребывания КА в ЗРВ ЦКС «Владимир» составила 9–10 суток после окончания коррекции увода.

Результаты увода Экспресс-А3. Из рис. 6 видно как изменялась высота орбиты КА Экспресс-А3 относительно высоты геостационарной орбиты в процессе маневра.

На рис. 7 приведен прогноз изменения высоты апогея и перигея КА Экспресс-А3 относительно высоты ГСО до 2049 года.

Из рис. 7 видно, что высоты апогея и перигея превышают требуемую по международным нормам высоту увода спутника 250 км и составляют более 400 км.

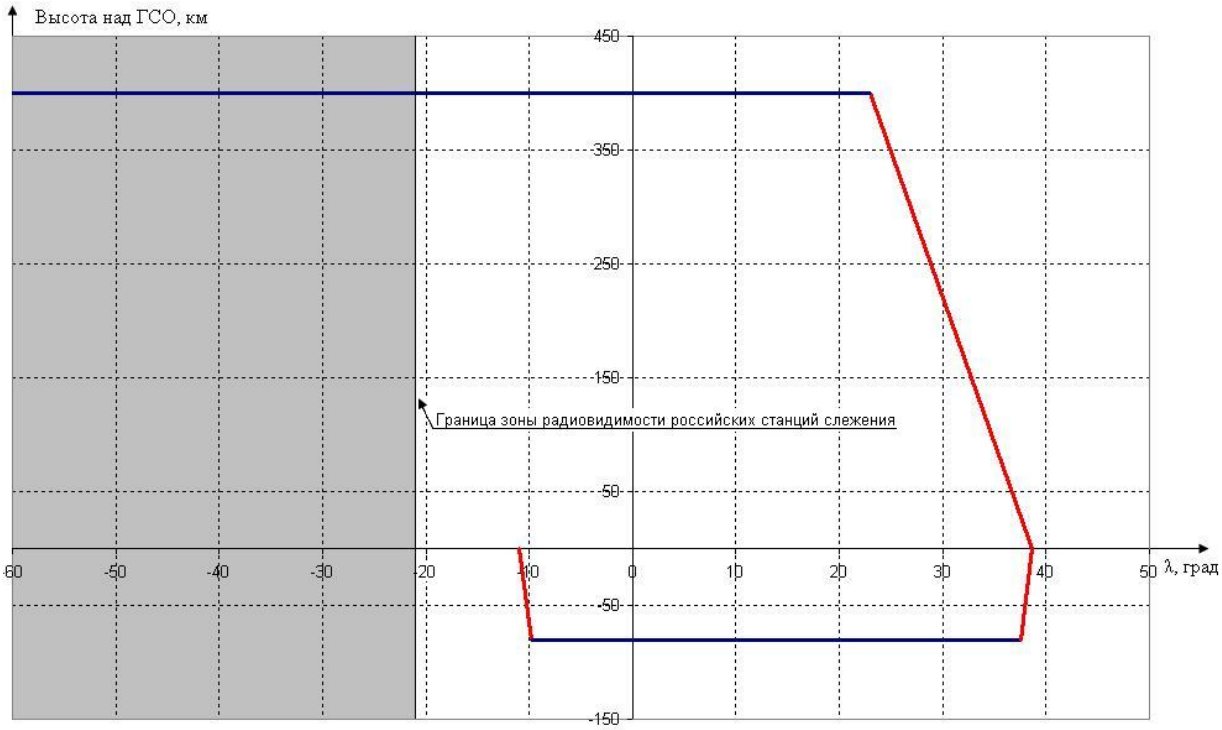


Рис. 5. Фактически реализованная схема увода КА Экспресс-А3

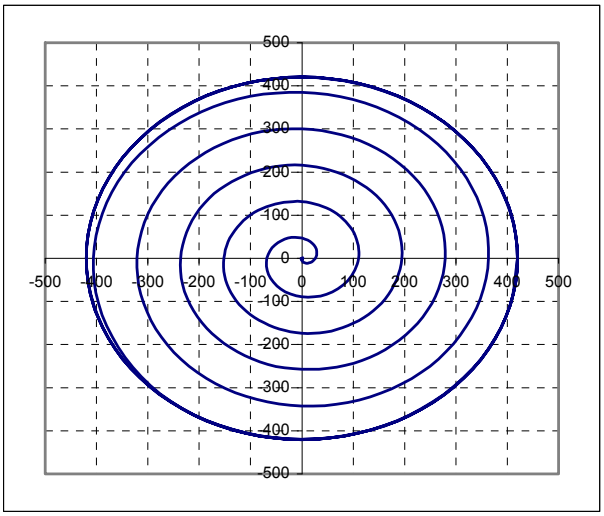


Рис. 6. Изменение высоты орбиты Экспресс-А3 относительно высоты геостационарной орбиты в процессе маневра увода

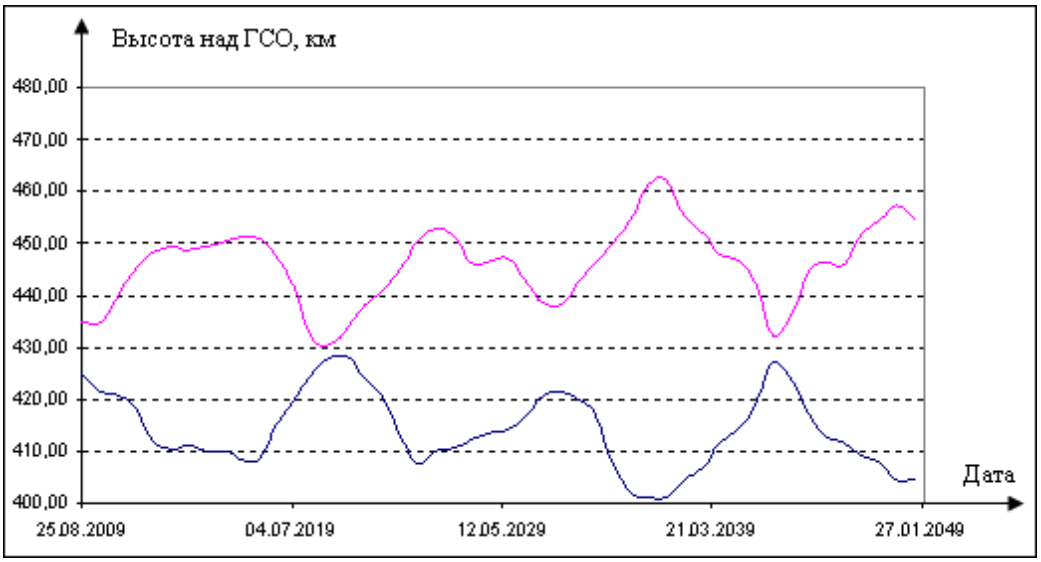


Рис. 7. Эволюция превышения над ГСО высоты перигея
и апогея КА Экспресс-А3 после увода

Выводы.

1. Проведенный анализ показал, что минимизация эксцентриситета на момент окончания активного функционирования наиболее простой и эффективный путь для предотвращения столкновений в области средневысотных орбит.

2. Для гарантированной безопасности действующей орбитальной группировки системы ГЛОНАСС, высота орбиты «захоронения» должна отличаться от номинальной не менее, чем на 450 км при эксцентриситете не более 0,0004.

3. С 1999 по 2011 гг. практически половина спутников была уведена на орбиту, соответствующую требованиям «Руководящих принципов МККМ по предупреждению образования космического мусора». С каждым годом процент выведенных на безопасную орбиту «захоронения» космических объектов увеличивается.

4. На примере увода КА Экспресс-А3 продемонстрирована возможность увода на орбиту «захоронения» с ГСО отечественных КА, находящихся на западной границе зоны видимости российских станций слежения.

Библиографические ссылки

1. Проблема техногенного засорения космического пространства и основные направления ее решения / В. А. Бартенев, Ю. Л. Булынин, Д. Д. Гречкосеева, Д. Н. Утьманов // Системный анализ, управление и навигация : тез. докл. 10 междунар. науч. конф. М. : Изд-во МАИ, 2005. С. 110–111.

2. Measures undertaken by the Russian federation for mitigating artificial space debris pollution / V. Davidov, S. Kulik, M. Mikhailov et al. // Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris, 18–20 April 2005, ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. P. 53–58.

3. Булынин Ю. Л., Гречкосеев А. К. Исследование проблемы коллокации спутников на геостационарной орбите решения // Системный анализ, управление и навигация : тез. докл. 16 междунар. науч. конф. М. : Изд-во МАИ, 2011. С. 70–71.

References

1. Bartenev V. A., Bulynin Yu. L., Grechkoseeva D. D., Utmanov D. N. *10 mezhdunar. nauch. konf. “Sistemnii analiz, upravlenie i navigaciya*” (Theses. Reports. 10 int. Scientific. Conf. “System analysis, management and navigation”). Moscow, Izdatelstvo MAI, 2005, p. 110–111.

2. Davidov V., Kulik S., Mikhailov M., Chekalin S., Yakovlev M., Bulinin Yu. Measures undertaken by the Russian federation for mitigating artificial space debris pollution. Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris, 18–20 April 2005, ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, p. 53–58.

3. Bulynin Yu. L., Grechkoseev A. K. *16 mezhdunar. Nauch. Konf. “Sistemnii analiz, upravlenie i navigaciya*” (Theses. Reports. 16 int. Scientific. Conf. “System analysis, management and navigation”). Moscow, Izdatelstvo MAI, 2011, p. 70–71.

© Булынин Ю. Л., Созонова И. Л., 2013

УДК 629.783:536

ИТОГИ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОВМЕСТНЫХ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ИВМ СО РАН И ОАО «ИСС» ИМЕНИ АКАДЕМИКА М. Ф. РЕШЕТНЕВА»

В. В. Шайдуров[1], В. А. Деревянко[1], Е. Н. Васильев[1],
В. Е. Косенко[2], В. Д. Звонарь[2], В. Е. Чеботарев[2]

[1]Институт вычислительного моделирования СО РАН
Россия, 660036, Красноярск, ул. Академгородок, 50. E-mail: dv@icm.krasn.ru
[2] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

Представлены основные результаты и перспективы экспериментальных и теоретических исследований нестационарных тепловых режимов космических аппаратов системы ГЛОНАСС. Описан иерархический подход к математическому моделированию теплового режима космического аппарата. Рассмотрены математические модели прецизионного терморегулирования атомных стандартов частоты и теплонагруженных приборов. Дано описание конструкции локальной системы прецизионной термостабилизации с применением термоэлектрических преобразователей и гипертеплопроводящих пластин (плоских тепловых труб). Проведенные расчеты и эксперименты показали, что локальная система термостабилизации позволяет поддерживать температуру блоков атомного стандарта частоты в диапазоне 10–20 °С с точностью не превышающей 0,1 °С.

Ключевые слова: космический аппарат, тепловой режим, математическое моделирование

RESULTS AND PROSPECTS OF JOINT HEAT PHYSICAL RESEARCHES OF ICM OF THE SB RAS AND JSC “ACADEMICIAN M.F. RESHETNEV “INFORMATION SATELLITE SYSTEMS”

V. V. Shaidurov[1], V. A. Derevyanko[1], E. N. Vasilyev[1],
V. E. Kosenko[2], V. D. Zvonar[2], V. E. Chebotarev[2]

[1]Institute of Computational Modeling of the SB RAS
50 Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: dv@icm.krasn.ru
[2]JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

Basic results and perspective problems of the experimental and theoretical researches of the unsteady heat regimes of the GLONASS system spacecrafts are presented. A hierarchical approach to the mathematical modeling of the heat regime of the spacecraft is described. Mathematical models of precision thermal control of atomic frequency standards and spacecraft heat-loaded devices are considered. A description of the construction of the local precision temperature stabilization system using thermoelectric converters and hyper-heat conducting plates (flat heat pipes) is given. Calculations and experiments have shown that the local system allows to maintain the temperature of heat setting atomic frequency standards blocks in the range of 10–20 °C with accuracy of no more than 0,1 °C.

Keywords: spacecraft, heat regime, mathematical modeling.

В настоящее время приоритетной задачей при разработке и создании космических аппаратов (КА) становится обеспечение долговечности и надежной работоспособности всех основных узлов и блоков. Одним из главных условий, гарантирующих выполнение данной задачи, является поддержание оптимального теплового режима работы каждого элемента бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА). Движущийся по орбите КА постоянно находится в сложных тепловых условиях. Температурный режим КА является существенно нестационарным: периодически происходит включение и выключение блоков РЭА, при движении по орбите на поверхность КА падает переменное тепловое облучение от Земли и вращающихся солнечных батарей, на некоторых участках орбиты спутник может оказываться в тени Земли. В таких условиях обеспечение оптимального теплового режима работы каждого элемента КА является сложной задачей. В рамках решения проблемы коллектив Института вычислительного моделирования СО РАН более 20 лет активно сотрудничает с разработчиками космической техники ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева. К основным направлениям совместной работы относятся расчетно-теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов бортовой РЭА.

Теоретические исследования направлены на создание математических моделей тепловых режимов,

а также разработку программных средств теплового проектирования для нового поколения КА негерметичного исполнения. Такие спутники должны стать более легкими, надежными и долговечными. Однако задача отвода теплоты на таких аппаратах стоит более остро из-за отсутствия воздушной среды на борту. Для расчета тепловых режимов негерметичных КА была разработана иерархическая трехуровневая модель.

С помощью модели первого уровня производится расчет теплового режима всего космического аппарата с минимальной детализацией. Математическая модель основана на численном решении нестационарных уравнений радиационно-кондуктивного теплообмена. На основе этой модели создан пакет прикладных программ (ППП) для расчета теплового режима КА, движущегося по произвольной орбите, с учетом эффективной теплоемкости конструкции и приборов, теплового сопротивления посадочных мест и переменной теплопроводности радиационных панелей. При этом задаются параметры орбиты, внешние нестационарные тепловые потоки от Солнца, Земли и навесных элементов спутника, для каждого блока РЭА учитываются теплофизические характеристики и параметры тепловых контактов. Вычислительное моделирование позволяет в динамике наблюдать температурное поле всего космического аппарата при движении его по орбите, и выявлять элементы аппаратуры с недопустимым тепловым режимом. В случае необходимости конструкция, расположение и другие характеристики элементов спутника могут быть легко изменены, а расчет повторен для новых условий. В результате расчетов определяется оптимальная конструкция спутника и компоновка бортовой аппаратуры, при которой каждый прибор работает в требуемом температурном диапазоне.

На следующем более детальном уровне производится оптимизация теплового режима работы каждого прибора РЭА на основе вычисленных граничных условий теплообмена. Для расчетов задается конфигурация прибора, состоящего из нескольких блоков – плат с радиоэлементами. Учитывается суммарная мощность тепловыделения элементов в блоках, внешние тепловые потоки, теплофизические свойства материалов. По результатам расчетов определяются блоки с недопустимыми тепловыми режимами, проводится их перекомпоновка или перераспределение тепловых потоков.

На третьем самом детальном уровне проводится расчет теплового режима каждого радиоэлектронного блока. Учитываются характеристики и расположение всех радиоэлектронных элементов, включая их размеры и мощности. В результате такого детального расчета появляется возможность добиться того, чтобы каждый радиоэлемент КА работал в своем оптимальном температурном режиме, поскольку именно надежность радиоэлектронного элемента определяет ресурс КА в целом.

Эти работы проводились в рамках Федеральной космической программы и завершились созданием «Интегрированной многоуровневой системы Градиент-2» проектирования КА блочно-модульного исполнения, в которую работы ИВМ СО РАН вошли составной частью.

Для расчета температурных режимов теплонагруженных сотовых панелей (СП) КА негерметичного исполнения создан ППП «Panel Emulator» на базе современных средств программирования и эффективных вычислительных алгоритмов, позволяющих проводить расчет тепловых режимов различных конфигураций и комплектаций СП. Расчетная часть и интерфейс ППП разделены и реализованы в разных программных компонентах, связанных между собой с помощью XML-схемы. При моделировании тепловых режимов учитываются циклограммы включения приборов и нагревателей, динамика изменения внешних радиационных потоков при движении КА по орбите, геометрия приборной сотовой панели с учетом отверстий и выступов. В процессе проведения вычислений отображается в цвете динамика изменения температурных полей, спектр цветов равномерно распределяется от минимального до максимального значений температуры. ППП «Panel Emulator» позволяет конструктору оперативно изменять варианты компоновки СП, оценивать их пригодность в соответствии с требованиями к тепловому режиму, контролировать динамику изменения температуры в заданных точках поверхности и отслеживать возможный перегрев приборов и элементов.

Для поддержания постоянной температуры атомных стандартов частоты (АСЧ) необходима специальная высокоточная система тепловой стабилизации – термостабилизированная платформа. Поэтому была разработана математическая модель нестационарного теплообмена в системе терморегулирования АСЧ КА. Модель основана на двумерных нестационарных уравнениях теплопроводности, описывающих теплообмен сотовой панели со встроенными тепловыми трубами и гипертеплопроводящими пластинами (ГТП) с учетом радиационного теплообмена. Модель учитывает пространственную неоднородность тепловых источников работающего стандарта частоты, пространственно-временной характер изменения внешнего теплового потока от солнечных, батарей, теплофизические характеристики блоков АСЧ. Был также разработан алгоритм управления электрическими нагревателями системы терморегулирования на основе широтно-импульсной модуляции длительности импульсов тока нагревателей. С помощью данной математической модели проведены расчеты температурных полей в системе терморегулирования с учетом детальной информации о конструкции сотовой панели, мощностей тепловыделения и теплоёмкости блоков АСЧ, внешних тепловых условий. Результаты расчетов позволили оценить временные и пространственные температурные неоднородности посадочного места блока АСЧ, и провести оптимизацию конструкции системы терморегулирования и алгоритма управления с целью обеспечения требуемой температурной стабильности.

Более широкие возможности регулирования температуры предоставляет локальная система прецизионной термостабилизации (ЛСПТ), предназначенная для обеспечения высокостабильной температуры по площади посадочных мест отдельных блоков АСЧ. Основной особенностью конструкции ЛСПТ является размещение наиболее чувствительных к температурному режиму блоков на отдельном основании, температурный режим которого поддерживается с помощью термоэлектрических преобразователей (ТЭП). Это решение позволяет значительно снизить массу и площадь посадочных мест блоков, для которых осуществляется прецизионная термостабилизация. Использование гипертеплопроводящих оснований, имеющих высокую эффективную теплопроводность, позволяет многократно уменьшить перепады температуры по площади посадочных мест блоков и тем самым повысить точность временной стабилизации температуры. Применение ТЭП значительно расширяет возможности термостабилизации, поскольку это позволяет сочетать функцию терморегулирования с возможностью обеспечения необходимых тепловых режимов при значительных изменениях температуры радиационной поверхности. Величина разности температуры (радиационная поверхность – посадочные места чувствительных блоков) определяется мощностью отвода теплоты, которая в свою очередь регулируется величиной силы тока электропитания ТЭП. Для исследования динамики тепловых процессов, протекающих в ЛСПТ, была разработана математическая модель, основанная на численном решении нестационарных двумерных уравнений теплопроводности. В модели учитывается процесс теплопередачи в двух основаниях с учетом обмена тепловой энергией между ними, осуществляемого с помощью ТЭП. На основе математической модели была реализована компьютерная вычислительная программа, позволяющая рассчитывать температурные поля оснований ЛСПТ в зависимости от температуры посадочного места и режима электропитания ТЭП. По результатам проведенных вычислительных экспериментов можно сделать вывод, что ЛСПТ позволяет поддерживать температуру блоков АСЧ в диапазоне 10…20 °С с точностью, достигающей ±0,01 °С, при колебаниях температуры основания термопанели ±1 °С.

В 2008 г. полномасштабный образец термостабилизированной платформы с гипертеплопроводящим основанием для стандартов частоты КА системы ГЛОНАСС прошел тепловые испытания в тепловакуумной камере ИВМ СО РАН. Проведена проверка точности стабилизации температуры основания АСЧ в различных режимах работы космического аппарата. Показано, что в рабочем режиме точность стабилизации составляет ±0,04 °С, а в аварийном ±0,08 °С.

Системы терморегулирования на борту космического аппарата могут успешно функционировать только на основе высокоточных систем измерения температуры. В настоящее время имеется множество видов температурных датчиков, позволяющих точно измерять температуру, но ни один из них не способен сохранять свои характеристики в течение долгих лет работы спутника на орбите. Одним из решений данной проблемы является создание на борту космического аппарата специального устройства – стандарта температуры, основанного на том, что температура плавления и отвердевания некоторых веществ всегда постоянна с высокой точностью. Бортовой стандарт температуры был разработан совместными усилиями ИВМ СО РАН и ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева.

На период 2013–2015 гг. Решением Федерального космического агентства запланировано проведение космического эксперимента по отработке системы прецизионной термостабилизации АСЧ на базе ГТП на одном космическом аппарате «Глонасс-М». Это предполагает установку на КА в качестве полезной нагрузки модуля прецизионной термостабилизации, включающего ГТП, бортовой стандарт температуры. В условиях постоянно растущих требований к мощности и компактности электронной аппаратуры космического аппарата задача эффективного отвода теплоты становится настоящим вызовом и требует применения кардинально новых решений. Одним из таких решений является использование гипертеплопроводящих плоских структур, способных передавать теплоту на порядок эффективнее традиционных материалов.

Совместными усилиями ИВМ СО РАН, Уральского электрохимического комбината (г. Новоуральск) и ОАО «ИСС» были разработаны ГТП, обладающие эффективной теплопроводностью, превышающей теплопроводность алюминия более чем в 100 раз. В настоящее время ГТП выпускаются серийно и используются в радиоэлектронных блоках КА.

Надежность и долговечность КА зависит от каждого элемента бортовой аппаратуры, поэтому проверка надежности аппаратуры всегда являлась одним из важнейших этапов создания спутника. В ИВМ СО РАН была разработана методика тепловакуумных испытаний с помощью тепловизионной измерительной системы, позволяющей решить задачу контроля качества, как самих радиоэлектронных элементов, так и качества их монтажа. Методика основана на использовании тепловакуумного стенда-камеры, обеспечивающего имитацию космических условий и оснащенного специальным измерительным оборудованием и программным обеспечением. В камеру помещаются модули бортовой аппаратуры, которые работают в условиях, приближенных к космическим. В автоматизированном режиме осуществляется наблюдение теплового поля всех элементов. Анализ температуры и других измеряемых характеристик позволяет выявить теплонапряженные узлы и заменить их (или улучшить качество монтажа). Тепловакуумный стенд для испытания элементов бортовой аппаратуры для космических аппаратов был спроектирован с непосредственным участием ИВМ СО РАН, изготовлен и введен в строй в ОАО «ИСС» в 2005 г. Сотрудничество ИВМ СО РАН с ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева успешно развивается.

Планируется участие ИВМ СО РАН в разработках концепции КА с использованием ГТПС.

По результатам совместных разработок ИВМ СО РАН и ОАО «ИСС» получены патенты [1–4], материалы исследований публиковались в научных журналах [5–10], докладывались на Российских и Международных научных конференциях [11–12]. Институт вычислительного моделирования СО РАН принимает активное участие в подготовке кадров для ОАО «ИСС». Между ИВМ СО РАН, ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева и Сибирским федеральным университетом подписано «Соглашение о стратегическом партнерстве». В рамках этого Соглашения на территории ИВМ СО РАН функционирует научно-учебная лаборатория «Проектирование космических систем и аппаратов» (руководитель В. А. Деревянко) межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» СФУ (зав. кафедрой В. Е. Косенко). Студенты, магистры и аспиранты кафедры участвуют непосредственно в выполнении научно-исследовательских работ и по окончании обучения направляются на работу в ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева.

Библиографические ссылки

1. Пат. РФ № 2240606. Устройство термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры / В. А. Деревянко, В. Е. Косенко, Е. Н. Васильев и др. Опубл. 20.11.2004, Бюл. №32.

2. Пат. РФ № 2403692. Модуль радиоэлектронной аппаратуры с гипертеплопроводящим основанием / С. Б. Сунцов, В. Е. Косенко, В. А. Деревянко. Опубл. 10.11.2010, Бюл. № 31.

3. Пат. РФ № 2408919. Устройство термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры / В. Е. Чеботарев, В. Д. Звонарь, В. Е. Косенко и др. Опубл. 10.01.2011, Бюл. № 1.

4. Пат. РФ № 2457417. Металлическая тепловая труба плоского типа / А. Е. Буров, В. А. Деревянко, В. Е. Косенко и др. Опубл. 27.07.2012.

5. Васильев Е. Н., Дектерев А. А. Математическое моделирование процессов тепломассообмена в двухфазном контуре терморегулирования с капиллярным насосом // Вестник СибГАУ. 2008. Вып. 4 (21). С. 12–16.

6. Васильев Е. Н., Деревянко В. В. Программный комплекс для расчета температурных полей панелей космических аппаратов негерметичного исполнения // Вестник СибГАУ. 2009. Вып. 1. Ч. 2 (22). С. 8–14.

7. Вычислительное моделирование процессов теплообмена в системах терморегулирования космических аппаратов / Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко, В. Е. Косенко и др. // Вычислительные технологии. 2009. Т. 14. Вып. 6. С. 19–28.

8. Васильев Е. Н., Деревянко В. В. Математическая модель процессов теплообмена в сотовой панели с тепловыми трубами // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 2 (28). С. 4–7.

9. Деревянко В. А. Когда в космосе жарко // Наука из первых рук. 2011. № 1. С. 28–33.

10. Деревянко В. В. Применение Data Mining в космических приложениях // Исследования наукограда. 2012. Вып. 1 (1). С. 47–51.

11. Derevyanko V., Nesterov D., Matrenin V., Suntsov S. The results of mathematical modeling and experimental investigations of the flat heat pipes // Proceeding of the 15th International Heat Pipe Conference. Clemson, USA. April 25–30, 2010.

12. Derevyanko V., Nesterov D., Suntsov S. Experimental investigation of flat heat pipes to remove high heat fluxes // Proceeding of the 16th International Heat Pipe Conference. Lyon, France. May 20–24, 2012.

References

1. Patent RF № 2240606. *Ustroystvo termostabilizatsii radioelektronnoy apparatury* (Thermal stabilization device of radio electronic equipment). Derevyanko V. A., Kosenko V. E., Vasilyev E.N. et al. Date of pub. 20.11.2004, bull. no. 32.

2. Patent RF № 2403692. *Modul' radioelektronnoy apparatury s giperteploprovodyashchim osnovaniyem* (Module of radio-electronic equipment with hyperheatconducting base). Suntsov S. B., Kosenko V. E., Derevyanko V. A. Date of pub. 10.11.2010, bull. no. 31.

3. Patent RF № 2408919. *Ustroystvo termostabilizatsii radioelektronnoy apparatury* (Thermal stabilization device of radioelectronic equipment). Chebotarev V. E., Zvonar V. D., Kosenko V. E. et al. Date of pub. 10.01.2011, bull. no. 1.

4. Patent RF № 2457417. *Metallicheskaya teplovaya truba ploskogo tipa* (Metal heat pipe of flat type). Burov A. E., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. et al. Date of pub. 27.07.2012, bull. no. 21.

5. Vasilyev E. N., Dekterev A. A. *Vestnik SibGAU*, 2008, no. 4 (21), p. 12–16.

6. Vasilyev E. N., Derevyanko V. V. *Vestnik SibGAU*, 2009, no. 1, part 2 (22), p. 8–14.

7. Vasilyev E. N., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. et al. *Vychislitel'nyye tekhnologii*, 2009, vol. 14, no. 6, p. 19–28.

8. Vasilyev E. N., Derevyanko V. V. *Vestnik SibGAU*, 2010, no. 2 (28), p. 4–7.

9. Derevyanko V. A. *Nauka iz pervykh r*uk, 2011. № 1. pp. 28–33.

10. Derevyanko V. V. *Issledovanija naukograda*, 2012, no. 1, p. 47–51.

11. Derevyanko V., Nesterov D., Matrenin V., Suntsov S. The results of mathematical modeling and experimental investigations of the flat heat pipes. Proceeding of the 15th International Heat Pipe Conference. Clemson, USA. April 25–30, 2010.

12. Derevyanko V., Nesterov D., Suntsov S. Experimental investigation of flat heat pipes to remove high heat fluxes. Proceeding of the 16th International Heat Pipe Conference. Lyon, France. May 20–24, 2012.

© Шайдуров В. В., Деревянко В. А., Васильев Е. Н., Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е., 2013

УДК 629.783:536

ПЛОСКИЕ ТЕПЛОВЫЕ ТРУБЫ ДЛЯ ОТВОДА ТЕПЛА ОТ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ В КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В. А. Деревянко[1], Д. А. Нестеров[1], В. Е. Косенко[2], В. Д. Звонарь[2], В. Е. Чеботарев[2], Р. Ф. Фаткулин[2], С. Б. Сунцов[2]

[1]Институт вычислительного моделирования СО РАН
Россия, 660036, Красноярск, ул. Академгородок, 50. E-mail: dv@icm.krasn.ru
[2] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

Описаны медно-водяные плоские тепловые трубы, разработанные для отвода тепла от компонентов бортовой аппаратуры космического аппарата. Представлена математическая модель переноса тепла в плоских тепловых трубах, которая позволяет рассчитать температурное поле и максимальную тепловую нагрузку. Проведенные расчеты позволили оценить теплофизические характеристики плоских тепловых труб, а также показали перспективность их использования в системах отвода тепла от радиоэлектронной аппаратуры. Проведены экспериментальные исследования образцов Т-образных плоских тепловых труб. Представленные результаты экспериментов подтверждают высокую эффективность переноса тепла. Описанные плоские тепловые трубы позволяют существенно увеличить эффективность системы отвода тепла и снизить температурный перепад между тепловыделяющими элементами и радиатором космического аппарата.

Ключевые слова: плоская тепловая труба, охлаждение радиоэлектронной аппаратуры.

FLAT HEAT PIPES FOR HEAT REMOVAL FROM ELECTRONIC EQUIPMENT IN SPACE VEHICLES

V. A. Derevyanko[1], D. A. Nesterov[1], V. E. Kosenko[2], V. D. Zvonar[2], V. E. Chebotarev[2], R. F. Fatkulin[2], S. B. Suntsov[2]

[1]Institute of Computational Modeling of the SB RAS
50 Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: dv@icm.krasn.ru
[2]JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

The copper-water flat heat pipes for heat removal from electronic components of space vehicle are presented. The mathematical model of heat transfer in flat heat pipes, which allows to calculate temperature fields and maximum heat load, is presented. Numerical calculations performed allowed to evaluate thermal characteristics of flat heat pipes and showed the prospectivity of their use in removal of heat from electronic equipment. Experimental investigations of T-shaped flat heat pipes are conducted. The presented experimental results confirmed the high efficiency of heat transfer. Developed flat heat pipes allow to significantly increase the thermal performance of heat removal system and reduce the temperature drop between heat sources and heat sink of the spacecraft.

Keywords: flat heat pipe, electronic cooling.

Перспективы развития информационных спутниковых систем в России связаны с созданием негерметичных космических аппаратов (КА). Такие аппараты уже вошли в состав глобальной навигационной системы ГЛОНАСС и в недалеком будущем станут ее основой. Одновременно идет разработка новых моделей КА с увеличенной мощностью более 5 кВт, сроком активного существования более 12 лет и с повышенными точностными навигационно-временны́ми характеристиками.

Одной из главных проблем является обеспечение оптимального теплового режима радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) на борту КА. В условиях постоянно возрастающей мощности бортовой аппаратуры и необходимости уменьшения ее объема и массы, обеспечение работы КА возможно только за счет увеличения эффективности систем теплоотвода.

Одним из эффективных способов увеличения эффективности систем теплоотвода является использование встроенных плоских тепловых труб в конструкции бортовой аппаратуры КА. Передача тепла в тепловых трубах осуществляется за счет энергии фазового перехода, что обеспечивает эффективную теплопроводность в 10–100 раз превышающую теплопроводностью алюминия [0–0].

В данной статье приведены результаты исследований плоских тепловых труб (гипертеплопроводящих секций или ГТПС), которые разработаны и использу-

ются для отвода тепла от РЭА в бортовой аппаратуре КА. Создание и испытание перспективных теплоотводящих секций проведено кооперацией трех организаций: института вычислительного моделирования СО РАН, г. Красноярск, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», г. Железногорск и ОАО «Уральский электротехнический комбинат», г. Новоуральск.

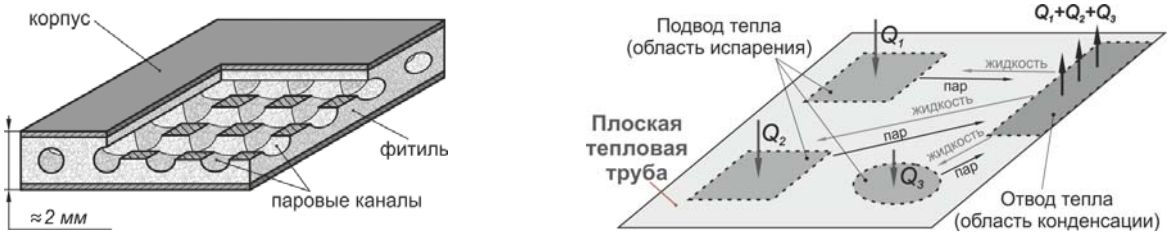
Описание плоских тепловых труб. Разработанная тепловая труба представляют собой плоскую тонкую герметичную конструкцию толщиной ≈ 2 мм, внутри которой находится фитиль из спеченного металлического порошка, заполненный жидким теплоносителем. Внутри фитиля располагаются каналы для движения пара (рис. 1, *а*). Фитиль и паровые каналы обеспечивают движение теплоносителя в любом направлении в плоскости тепловой трубы. На поверхности тепловой трубы произвольным образом могут располагаться источники и стоки тепла (рис. 1, *б*). В местах подвода тепла жидкость испаряется и движется по паровым каналам к области охлаждения, где пар конденсируется и движется обратно по фитилю. Скрытая теплота парообразования теплоносителя обеспечивает высокую эффективность передачи тепла. Движение рабочего вещества осуществляется за счет капиллярных сил.

На рис. 2, *а* показана фотография образца плоской медной тепловой трубы Т-образного вида (ГТПС) покрытой никелем для защиты от коррозии. Образец имеет ширину 110 мм, высоту 130 мм, ширину нижней части 30 мм и толщину 2,3 мм.

Тепловая труба предназначена для использования в конструкциях КА, которые созданы для интенсивного отвода тепла от радиоэлектронной аппаратуры с повышенным тепловыделением на борту космического аппарата (рис. 2, *б*). Конструктивно они состоят из алюминиевых рамок, в которые вклеены Т-образные тепловые трубы. Непосредственно на тепловые трубы устанавливаются платы с электронными элементами – источники тепла. Нижняя часть тепловых труб прижимается при помощи креплений алюминиевой рамки к охлаждаемой поверхности системы терморегулирования КА.

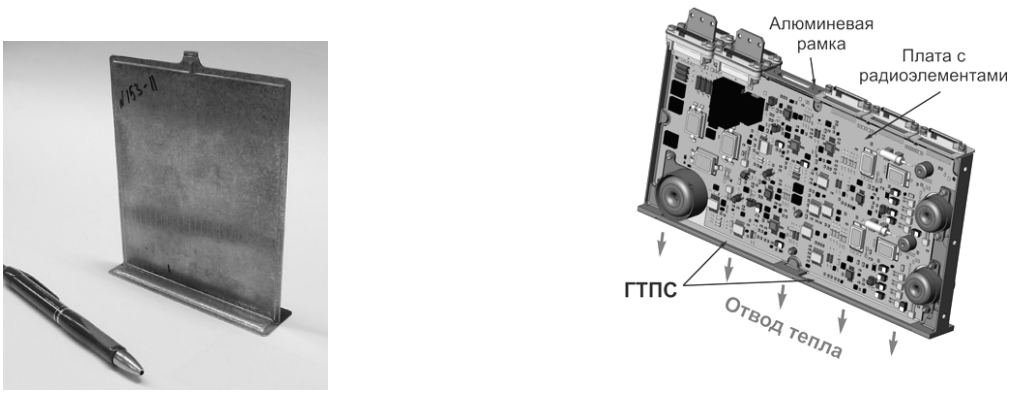
Т-образная конструкция тепловых труб позволяет создавать основания по размерам аналогичные тем, которые использовались ранее и были изготовлены целиком из алюминия.

Таким образом, появляется возможность, не меняя внутренней конструкции и компоновки прибора, усовершенствовать систему отвода тепла и значительно снизить температуры радиоэлементов в имеющихся компоновках. Однако потенциал разработанных плоских тепловых труб позволяет создавать иные компоновки со значительно более мощными радиоэлементами и высокой плотностью их монтажа.



а *б*

Рис. 1. Внутренняя структура плоской тепловой трубы (*а*) и процесс переноса тепла (*б*)



а *б*

Рис. 2. Образец плоской тепловой трубы – ГТПС (*а*), блок РЭА с встроенными ГТПС (*б*)

Математическая модель. Для расчета теплового режима работы изделий с использованием плоских тепловых труб была разработана математическая модель, основанная на решении двухмерных стационарных уравнений сохранения массы, дополненных уравнениями Дарси, для жидкости и пара. Для заданного расположения источников и стоков тепла на поверхности плоской тепловой трубы рассчитываются распределения давлений и потоков массы для обеих фаз теплоносителя. Анализ работоспособности тепловой трубы для заданных условий основан на проверке выполнения капиллярного ограничения. Разница в давлении между жидкой и газообразной фазами теплоносителя в каждой точке трубы не должна превышать величины капиллярного напора, который способна развивать пористая структура.

Для жидкой фазы теплоносителя уравнение будет иметь вид:

$$\operatorname{div}\left(\boldsymbol{\beta_l}\cdot\nabla P_l\right) = q_{ev} / H_{ev}, \qquad (1)$$

где $\boldsymbol{\beta_l} = d_{hp}\mathbf{S}_l K \dfrac{\rho_l}{\mu_l}$ – коэффициент в виде диагональной матрицы, отражающий гидравлическое сопротивление пористой структуры для жидкости (м·с); d – толщина тепловой трубы (м); K – проницаемость фитиля (м^2), ρ_l и μ_l – плотность и вязкость теплоносителя соответственно (км/м^3 и кг/(м·с)), $P_l(x,y)$ – давление теплоносителя (Па), $q_{ev}(x,y)$ – заданное распределение мощности тепловыделения по поверхности тепловой трубы (Вт/м^2), H_{ev} – скрытая теплота порообразования теплоносителя.

Матрица $\mathbf{S}_l = \begin{pmatrix} S_{lx} & 0 \\ 0 & S_{ly} \end{pmatrix}$ определяет долю эффективного сечения фитиля от общего сечения тепловой трубы для продольного направления x (компонент S_{lx}) и поперечного y (компонент S_{ly}) соответственно. Матрица $\mathbf{S}_l$ определяет анизотропность проницаемости внутренней структуры тепловой трубы. Для газообразной фазы уравнение имеет аналогичный вид.

В ряде случаев коэффициенты уравнения (1) можно считать постоянными. Если внутренняя структура плоской тепловой трубы в разных местах имеет разные свойства, коэффициенты уравнения будут зависеть от координаты. В общем случае можно учитывать зависимость свойств теплоносителя от температуры. Тогда уравнение становится нелинейным, что требует использовать более сложные методы его решения.

Решением уравнения (1) и аналогичного уравнения для пара являются распределения давления теплоносителя в паровой и жидкостной фазах $P_v(x,y)$ и $P_l(x,y)$ по плоскости тепловой трубы. Разность давлений между фазами $\Delta P(x,y) = P_v(x,y) - P_l(x,y)$ не должна превышать величину капиллярного напора $P_c = 2\sigma\cos(\theta)/r_c$, где r_c – радиус пор фитиля, σ – коэффициент поверхностного натяжения, θ – предельный угол смачивания материала фитиля теплоносителем. Плоская тепловая труба работает успешно при выполнении условия: $\max[\Delta P(x,y)/P_c] < 1$.

Для анализа работы плоской тепловой трубы с точки зрения капиллярных ограничений удобно использовать распределение капиллярной нагрузки $\alpha(x,y) = \dfrac{\Delta P(x,y)}{P_c(x,y)}$. Распределение $\alpha(x,y)$ характеризует эффективность работы для заданной конфигурации источников и стоков тепла. Плоская тепловая труба будет работать эффективно (без осушения фитиля) в случае, если капиллярная нагрузка всюду не превышает единицу, то есть капиллярное условие выполняется. Анализ распределения капиллярной нагрузки по плоской тепловой трубе позволяет выявить наиболее нагруженные «узкие» места, а также оценить запас по капиллярному ограничению (оценить возможность увеличения тепловой нагрузки).

Дифференциальное уравнение (1) является параболическим, которое целесообразно решать численными методами. Методы решения таких уравнений широко известны, например можно использовать метод простой итерации с Чебышевским набором параметров [0; 0].

Распределение температуры на поверхности плоской тепловой трубы определяется исходя из температуры пара в каналах, заданных потоков тепла на поверхности и теплового сопротивления тепловой трубы в поперечном направлении:

$$T(x,y) = T_s(P_v(x,y)) + Q(x,y)R, \qquad (2)$$

где $R = R_f + R_w$ сумма тепловых сопротивлений фитиля и стенки корпуса. Тепловое сопротивление фитиля можно оценить: $R_f = c/k_f$, где c – толщина фитиля (расстояние от парового канала до стенки корпуса тепловой трубы), k_f – теплопроводность наполненного теплоносителем фитиля. Тепловое сопротивление стенки равно: $R_w = t/k_w$, где t – толщина стенки, k_w – теплопроводность материала корпуса.

На рис. 3 показан результат расчета теплообмена Т-образной плоской тепловой трубы. На поверхности установлено несколько источников тепла различной формы и мощности. Суммарная подводимая мощность составляет 80 Вт. Тепло отводится от нижней части тепловой трубы. В расчете принято, что источники тепла и холодильник прижат к поверхности тепловой трубы через теплопроводящую пасту толщиной 0,2 мм и теплопроводностью 1,8 Вт/(м·К). Температура холодильника равна 20 °С.

Распределение капиллярной нагрузки показано на рис. 3, *а*. Работоспособность панели сохраняется, когда эта величина меньше единицы (или меньше 100 %). Результаты расчетов показывают, что капиллярная нагрузка не превышает 70 % от максимально возможного значения, то есть при данных условиях тепловая труба успешно работает с хорошим запасом.

На рис. 3, *б* показано распределение температуры поверхности тепловой трубы и температуры источников тепла. Максимальное значение температуры

менее 27,5 °С. Перепад температуры вдоль поверхности не превышает 2,5 градусов. Аналогичные градиенты температуры при рассматриваемой конфигурации тепловых потоков соответствуют материалу с теплопроводностью более $6 \cdot 10^4$ Вт/(м·К). Тепловая труба показывает очень высокую эффективность передачи тепла.

Перепад температуры между самым горячим источником тепла (30 °С) и холодильником (20 °С) определяется большей частью тепловым сопротивлением контактов между источниками и стоками тепла и поверхностью тепловой трубы. Поэтому необходимо уделять особое внимание вопросу монтажа элементов на тепловую трубу, особенно с высоким значением плотности тепловой мощности.

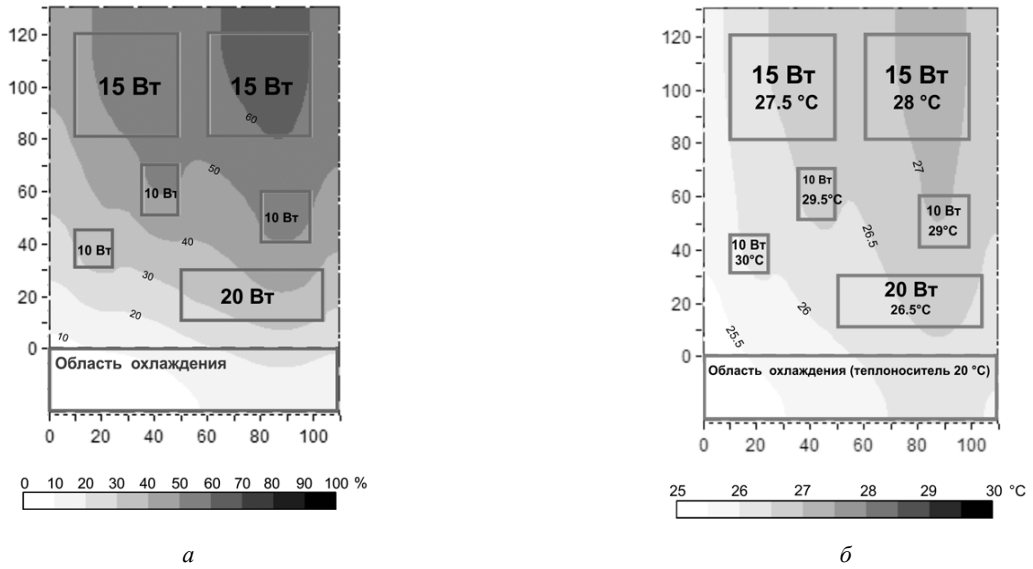
Результаты экспериментов. Далее приведены результаты экспериментальных исследований, демонстрирующие возможности Т-образной плоской тепловой трубы (рис. 2, *а*). На рис. 4, *а* показана схема эксперимента. На горизонтально расположенную тепловую трубу устанавливался электрический нагреватель размерами 25 мм × 110 мм мощностью 50 Вт на расстоянии 100 мм от холодильника. Холодильник представляет собой медную пластину с трубкой, в которую поступает вода с температурой 30 °С. Холодильник и нагреватель прижимаются к тепловой трубе через теплопроводящую пасту, имеющую теплопроводность $\lambda = 1{,}8$ Вт/(м·К). Нагреватель и тепловая труба со стороны установки нагревателя были защищены теплоизоляцией. Температурное поле противоположной стороны тепловой трубы фиксировалось тепловизором.

На рис. 4, *б* показано тепловое поле поверхности плоской тепловой трубы и боковой стороны медной пластины холодильника. Максимальное значение поверхности тепловой трубы (в области нагревателя) не превышает 37,5 °С, минимальное значение – не ниже 36 °С. Таким образом поверхность тепловой трубы остается изотермической в пределах 1,5 °С. Значение температуры боковой стороны пластины холодильника лежит в пределах 33–34 °С.

На рис. 5 сплошной линией показано продольное распределение температуры поверхности тепловой трубы (вдоль зеленой линии на рис. 4, *б*). Пунктирными линиями показаны температурные профили, которые возникали бы при передаче тепла 50 Вт по пластине аналогичных размеров из алюминия и меди. Эффективная теплопроводность плоской тепловой трубы при рабочей температуре ≈ 35 °С и тепловой нагрузке 50 Вт превышает 10^4 Вт/(м·К), что более чем в 25 раз выше теплопроводности меди.

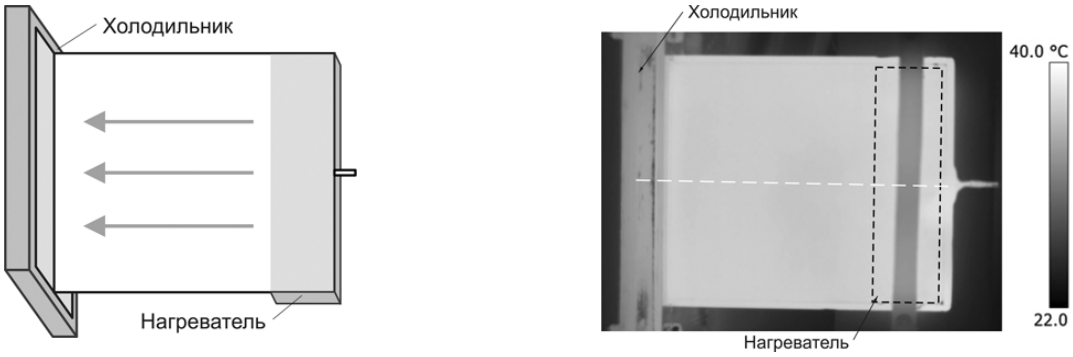
Целью следующих экспериментов являлось исследование эффективности теплопередачи Т-образных плоских тепловых труб при разной рабочей температуре. В экспериментах использовались образцы конструкций, которые созданы для интенсивного отвода тепла в блоках радиоэлектронной аппаратуры с повышенным тепловыделением на борту космического аппарата (рис. 2, *б*).

В эксперименте имитировалась работа плоских тепловых труб борту КА. Схема экспериментальной установки показана на рис. 6. Образцы конструкций с тепловыми трубами устанавливалась в вакуумную камеру. Нижняя часть тепловых труб прижималась к интенсивно охлаждаемому радиатору – холодильнику. В ходе эксперимента интенсивность охлаждения контролировалась (температура охлаждающей жидкости холодильника менялась в диапазоне от –10 до +60 °С). На одну из сторон тепловых труб устанавливались плоские нагреватели имитирующие выделение тепла радиоэлементами. На каждую тепловую трубу подводилась тепловая мощность 50 Вт. Тепловое поле противоположная стороны тепловой трубы фиксировалась помощью тепловизора. Дополнительный контроль температуры осуществлялся термопарами.



а *б*

Рис. 3. Результат расчета теплового режима Т-образной плоской тепловой трубы:
а – распределение капиллярной нагрузки (шкала в %); *б* – распределение температуры поверхности тепловой трубы и температуры источников тепла (шкала в °С)



а *б*

Рис. 4. Схема эксперимента (*а*) и тепловой поле поверхности тепловой трубы (*б*)

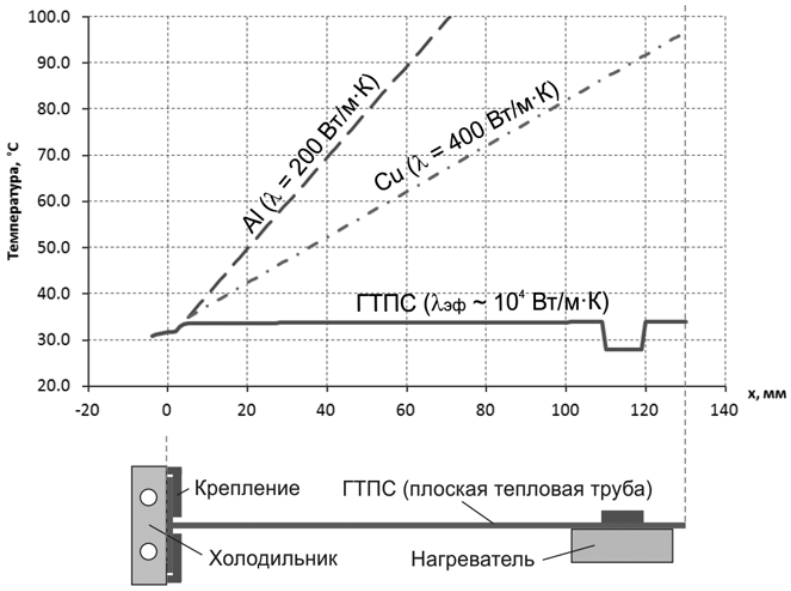


Рис. 5. Продольное распределение температуры при мощности 50 Вт

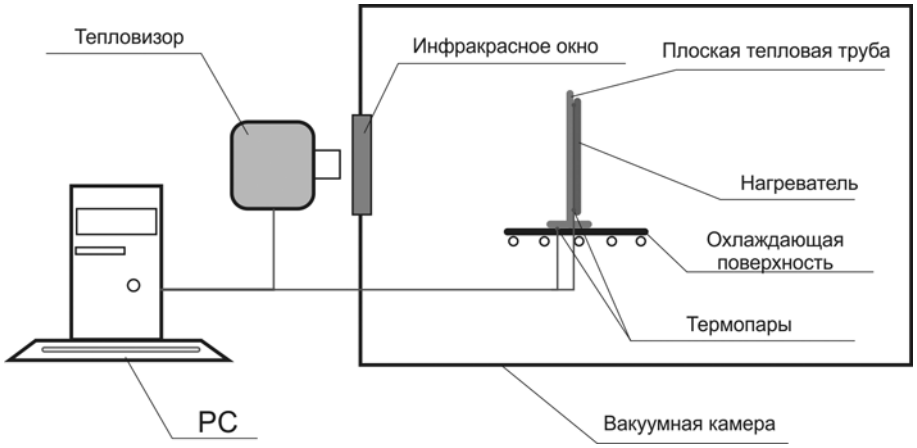


Рис. 6. Схема эксперимента по исследованию характеристик Т-образной плоской тепловой трубы

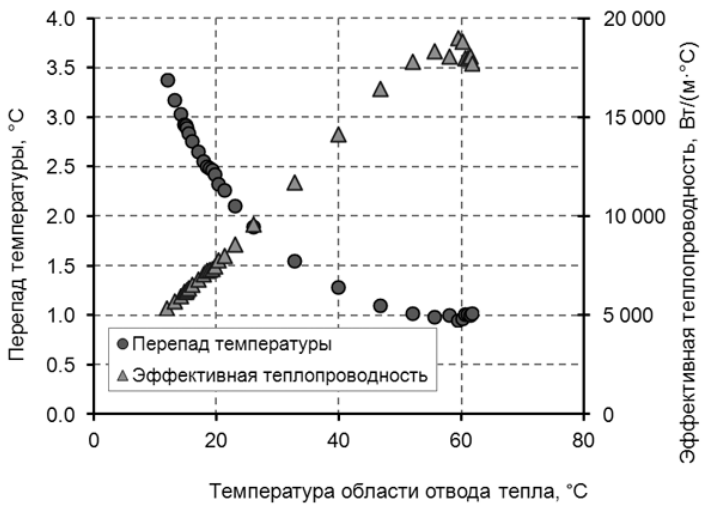


Рис. 7. Зависимость перепада температуры вдоль направления теплопереноса и эффективный коэффициент теплопроводности в зависимости от температуры области теплоотвода:
1 – перепад температуры; *2* – эффективная теплопроводность

На рис. 7 показана зависимость перепада температуры вдоль тепловой трубы (между верхней точкой и областью отвода тепла) и соответствующая эффективная теплопроводность в зависимости от температуры области отвода тепла. Эффективность теплопередачи сильно зависит от рабочей температуры. При температурах ниже ≈ 25° плотность водяного пара низкая, что приводит к значительному перепаду давления, а, следовательно, и температуры вдоль движения пара по каналам. С ростом рабочей температуры эффективность теплопередачи резко возрастает. При температуре более 25 °С перепад температуры не превышает 2 градусов. При этом эффективная теплопроводность достигает 17 000 Вт/(м·°С).

В работе описаны плоские тепловые трубы, разработанные для отвода тепла от радиоэлектронной аппаратуры на борту космического аппарата. Т-образная форма позволяет использовать тепловые трубы в качестве оснований для монтажа электронных компонентов вместо используемых ранее алюминиевых конструкций.

Описанная в работе математическая модель позволяет выяснить возможность работы плоской тепловой трубы для заданных условий, а также определить температурное поле поверхности. Проведенные расчеты на основе модели позволили оценить теплофизические характеристики плоских тепловых труб. Была показана перспективность их использования в системах отвода тепла от радиоэлектронной аппаратуры.

Результаты экспериментальных измерений подтвердили высокую эффективность теплопередачи разработанных плоских тепловых труб. Использование Т-образных конструкций в качестве основания под радиоэлементы на борту космического аппарата значительно повысит эффективность охлаждения радиоэлектронных элементов, особенно с высоким уровнем плотности тепловой мощности. Появляется возможность использовать более мощное и компактное оборудование, что, в конечном итоге, приведет к увеличению энергоемкости и уменьшения габаритов и массы КА.

Библиографические ссылки

1. Чи С. Тепловые трубы: Теория и практика / пер. с англ. В. Я. Сидорова. М. : Машиностроение, 1981. 207 с.

2. Дан П. Д., Рей Д. А., Тепловые трубы / пер. с англ. Ю. А. Зейгарник. М. : Энергия, 1979. 272 с.

3. Amir Faghri, Heat pipe science and technology. Taylor and Francis. 1995. 874 p.

4. Самарский А. А. Теория разностных схем. М. : Наука, 1989. 616 с.

5. Самарский А. А., Николаев Е. С. Методы решения сеточных уравнений. М. : Наука, 1978. 592 с.

References

1. Chi S. W. *Heat pipe theory and practice: a sourcebook* (Series in thermal and fluids engineering). Hemisphere Pub. Corp., 1976. 242 p.

2. Dunn P. D., Reay D. A., Heat Pipes. Pergamon Press, Oxford, New York, 1976. 299 p.

3. Amir Faghri, Heat pipe science and technology. Taylor and Francis. 1995. 874 p.

4. Samarskii A. A. The Theory of Difference Schemes. USA, Marcel Dekker, Inc. 2001, 762 p.

5. Samarskij A. A., Nikolaev E. S., Numerical Methods for Grid Equations. Birkhäuser Basel, 1988. 284 p.

© Деревянко В. А., Нестеров Д. А., Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е., Фаткулин Р. Ф., Сунцов С. Б., 2013

УДК 629.78.062.2

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛАБОРАТОРНО-ОТРАБОТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ СТАТИЧЕСКОГО ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ ПО СОЛНЦУ 347К

М. Г. Пирогов, В. И. Варламов, Г. Л. Цымбал, Н. М. Стрижова, С. А. Демешко,
Д. Н. Гальчинский, К. П. Сафронов, В. А. Полкунов, А. Я. Гебгарт

ОАО «НПП «Геофизика-Космос»
Россия, 107497, Москва, ул. Иркутская, 11, корп. 1. E-mail: galchinsky@gmail.com

Представлено описание статического прибора ориентации по Солнцу 347К на основе особо широкоугольного объектива, матричного приемника излучения на активных пикселях и микроконтроллера с перепрограммируемым ПЗУ.

Описаны результаты лабораторно-отработочных испытаний прибора, подтверждающие обеспечение ориентации по двум координатам с суммарной погрешностью 1′, а также устойчивую работу при частичном экранировании поля зрения прибора элементами конструкции космического аппарата и попадании отраженных солнечных лучей от конструкции и от поверхности Земли.

Для снижения влияния температурных воздействий на погрешности измерений угловых координат Солнца был применен титановый сплав в оправах объектива и введена алгоритмическая коррекция координат, учитывающая информацию термодатчика фотоприемника.

Ключевые слова: прибор ориентации на Солнце, космический аппарат, фотоприемная матрица.

RESULTS OF 347K STATIC SUN SENSOR LABORATORY TESTING

M. G. Pirogov, V. I. Varlamov, G. L. Tsymbal, N. M. Strizhova, S. A. Demeshko,
D. N. Galchinskiy, K. P. Safronov, B. A. Polkunov, A. Y. Gebgart

JSC “NPP “Geofizika-Kosmos”
11 Irkutskaya str., bldg. 1, Moscow, 107497, Russia. E-mail: galchinsky@gmail.com

This work provides the 347K static sun sensor description based on the CMOS active pixel sensor and the super-wide-angle imaging system.

The articledescribes the laboratory testing results for the sensor confirming the 2-axis orientation accuracy with the total error of 1′, and the sensor steady operation when there were observed the partial screening of the sensor field of view by the SV structure elements as well as sunrays reflected from the SV structure or the Earth surface.

To reduce the temperature effect for Sun angular coordinates measurement errors the titanium alloy was used for leans mount and algorithmic coordinate correction was introduced which take into account temperature sensor data of photodetector.

Keywords: Sun orientation sensor, space vehicle, photodetector matrix.

Статический прибор ориентации по Солнцу 347К разрабатывается по техническому заданию (ТЗ) ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» для использования в составе системы ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА) на орбитах высотой от 500 км до 40 000 км. Прибор предназначен для измерения двух угловых координат направления на центр Солнца в приборной системе координат, связанной с посадочной плоскостью прибора [1]. Общий вид прибора представлен на рис. 1.

Конструктивно прибор состоит из объектива, фотоприемного устройства, устройства логического, блока питания, канала функционального контроля.

Особенностью конструкции прибора 347К является новая особо широкоугольная оптическая система, обеспечивающая измерение углового положения Солнца в поле зрения, большем полусферы.

Рис. 1. Прибор ориентации по Солнцу 347К

Оптическая схема представлена на рис. 2 и содержит объектив поз. *1*, *2*, *3*, *4*, узкополосный светофильтр поз. *5..7*, фотоприемное устройство поз. *11* и канал функционирования поз. *8…10* в виде светодиода поз. *9* и зеркально-призменной системы поз. *8*, *10* с двумя прозрачными отверстиями.

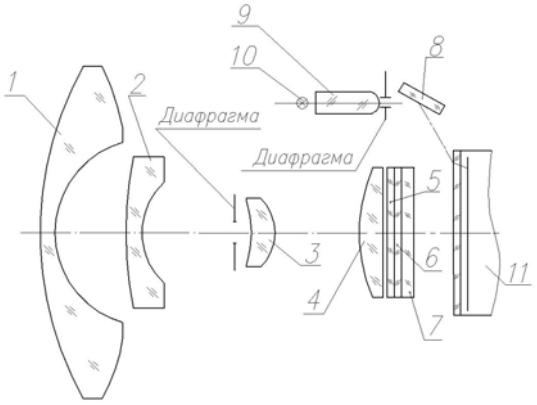


Рис. 2. Оптическая схема прибора 347К

Следует отметить, что в данной схеме для реализации углового поля 2ω = 180˚ была разработана четырехлинзовая система [2], которая обеспечивает:

– практическое постоянство диаметра кружка рассеяния для источника углового размера 2ω = 32′ в пределах углового поля 2ω = 182˚ (∅0,12 мм ± 0,03 мм), что дает возможность минимизировать случайную погрешность определения энергетического центра изображения;

– телецентрический ход лучей в пространстве изображений, вследствие чего минимизируется влияние дефокусировок, вызванных, например, термодеформациями, на положение энергетических центров изображений;

– незначительное изменение освещенности по полю (не более 15 %).

Оптическая схема допускает наличие в поле зрения прибора элементов конструкции КА с любым, в том числе зеркальным, отражением. Такие элементы конструкции КА должны быть описаны в «карте теней», которая хранится в перепрограммируемом ПЗУ прибора (производства компании «3D-plus») для дальнейшего программного запрета на обработку информации от упомянутых элементов.

Наличие освещенной Солнцем Земли в поле зрения этого прибора не влияет на его работоспособность и характеристики. Принцип действия прибора заключается в проецировании изображения Солнца через специальную оптическую систему на многоэлементный фотоприемник – датчик с активными пикселями (производства компании «Cypress» [3]). После считывания электрических сигналов с указанного приемника и обработки его информации, в приборе определяются углы отклонения направления на центр Солнца в приборной системе координат. Информация об угловом положении Солнца в приборной системе координат, связанной с посадочной плоскостью изделия, формируется в виде направляющих косинусов в пределах рабочего поля зрения, имеющего значение от 0° до (91+2)° по зенитному углу и от 0° до 360° по азимутальному углу.

Работа прибора характеризуется пятью режимами: инициализация, самотестирование, поиск, захват, слежение.

При инициализации выполняется загрузка программ, установка параметров работы микроконтроллера, конфигурирование ПЛИС, загрузка паспортных параметров. В режиме поиска производится поиск источников излучения в поле зрения изделия. Если объектов больше 0, прибор переходит в режим захвата. В случае неудачного обнаружения изменяется порог и поиск производится снова. В режиме захвата выполняется отбор найденных объектов по критериям размера изображения и амплитуды. Если таких объектов нет или их более одного, корректируется время накопления с переходом в режим поиска. После выбора Солнца среди объектов устанавливается окно слежения. Затем устанавливается время накопления для обеспечения работы матрицы в линейном диапазоне сигналов. В режиме слежения выполняется цикл обработки «получение окна слежения; вычисление координат в приборной системе координат; коррекция времени накопления». Размер окна слежения – 32×32 пикселя. В случае потери объекта происходит возврат в режим поиска. Самотестирование прибора выполняется после инициализации прибора или при неудачном обнаружении объектов в режиме поиска, а также по команде бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК). В этом режиме контролируется исправность модуля обмена с БЦВК, проверяются ПЗУ и ОЗУ устройства логического. Включается встроенный имитатор. Окно слежения устанавливается в точку наблюдения имитатора. Вычисляются параметры изображения имитатора. Опрашиваются датчики температуры. По результатам опроса датчиков устанавливается минимальное и максимальное время накопления.

Далее приведены основные характеристики прибора.

Основные оптические характеристики

Фокусное расстояние объектива f’	5,66 мм
Угловое поле 2W	182˚
Спектральный диапазон	0,85–0,87 мкм
Диаметр входного зрачка	1,19 мм
Размер пятна рассеяния в пределах углового поля, мм	0,12±0,03
Изменение освещенности от центра к краю углового поля	15%

Информационный интерфейс прибора – по ГОСТ Р 52070–2003 (MIL 1553). Период обновления выходной информации:

– 1 сек в режиме поиска, при отсутствии Солнца в поле зрения;

– 0,2 сек в режиме слежения, при наличии Солнца в поле зрения.

В режиме начальной солнечной ориентации, при угловых скоростях вращения КА до 0,6°/с по всем трем осям, расчетная суммарная погрешность измерения координат не превышает 4 угл. мин., в режиме закрутки, при угловых скоростях вращения КА до 4°/с по всем трем осям, – 6 угл. мин. Ожидаемая погрешность измерения угловых координат с учетом параметров геометрической калибровки в режиме угловой стабилизации КА – не более 1 угл. мин. (3σ) в пределах рабочего поля зрения.

Прибор должен функционировать с сохранением всех характеристик при температуре от −30 до 40 °С, а также после воздействия на него (в выключенном состоянии) температуры на посадочном месте в диапазоне от −40 до 50 °С.

Диапазон рабочего напряжения электропитания – от 25 до 28 В при потреблении не более 4 Вт.

Все конструкционные материалы и элементная база прибора – отечественные, за исключением двух вышеупомянутых элементов.

Конструктивные меры, принятые в приборе, обеспечивают его радиационную стойкость к дозовым эффектам и воздействию тяжелых заряженных частиц, соответствующую пригодности прибора для эксплуатации в составе КА на любых околоземных орбитах в диапазоне высот от 500 до 40 000 км в течение 15 лет.

Целью лабораторно-отработочных испытаний являлось подтверждение правильности принятых при разработке прибора 347К конструктивных, схемотехнических решений для реализации требований технического задания и конструкторской документации.

Испытания проводились в соответствии с программой ЛОИ в три этапа. На первом этапе проверялось функционирование сборочных единиц, отрабатывались методики настройки и проверки плат электронного блока прибора. Второй этап ЛОИ предусматривал проведение следующих работ с прибором:

– отработка программного обеспечения изделия;

– проверка работоспособности изделия при изменении напряжения питания;

– измерение реального токопотребления изделия, а также величин пускового тока и помех, создаваемых изделием по цепи питания;

– отработка взаимодействия изделия с бортовым цифровым вычислительным комплексом (БЦВК), проверка правильности функционирования изделия в соответствии с «Протоколом информационного обмена между изделием 347К и БЦВК КА»;

– отработка взаимодействия изделия с системой контроля автоматизированного оптического стенда в части измерения и выдачи информации о координатах источника излучения.

Экспериментальные работы по исследованию энергетических и точностных характеристик прибора 347 К в рабочем диапазоне температур и освещённостей проводились на третьем этапе ЛОИ. Проверки выполнялись на автоматизированном точностном оптическом стенде. Целью проводимых экспериментальных работ являлось:

– определение размеров, формы и энергетических параметров изображения имитатора Солнца на фотоприемной матрице в пределах поля зрения;

– определения рабочих параметров фотоприемной матрицы (времени накопления и коэффициента усиления) для приёма сигналов от имитатора Солнца во всём рабочем диапазоне освещённостей;

– исследование погрешностей измерения координат в рабочем диапазоне температур от –30 до 40°С.

Приведем наиболее значимые результаты исследований прибора 347 К, полученные на третьем этапе ЛОИ.

Исследования распределения сигналов в изображении имитатора Солнца проводились с целью определение геометрических и энергетических параметров изображения Солнца в плоскости фотоприемной матрицы. На основании полученных данных были определены оптимальные режимы работы матрицы, а также необходимость доработки оптической системы и программного обеспечения изделия 347 К. На рис. 3 приведены распределения сигналов в изображении имитатора Солнца с уровнем освещенности Е = 60000 лк для центра поля зрения. Для заданного уровня освещенности оптимальный режим работы матрицы достигался при коэффициенте усиления $К_{ус}$ = 2 и времени накопления $t_{нак}$ = 4 строки. Для освещенностей Е = 120 000 лк и 180 000 лк оптимальный режим работы матрицы достигался соответственно при времени накопления $t_{нак}$ = 2,5 строки и $t_{нак}$ = 1,5 строки.

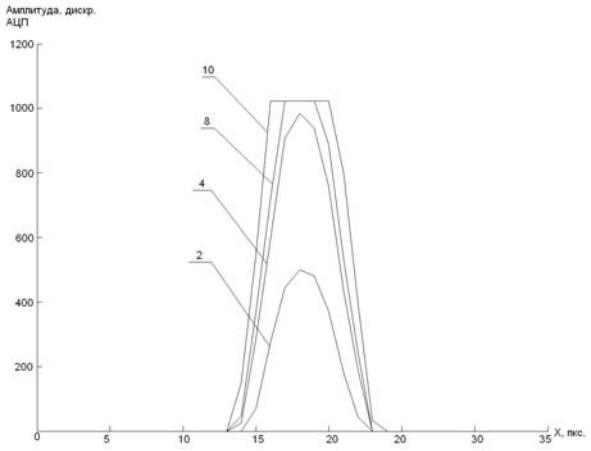


Рис. 3. Распределение сигналов в изображении имитатора Солнца с уровнем освещенности Е = 60 000 лк для следующих параметров фотоприемной матрицы:
2 – $t_{нак}$ = 2 строки, $К_{ус}$ = 2 – недостаточное (слабое) усиление;
4 – $t_{нак}$ = 4 строки, $К_{ус}$ = 2 – оптимальный (линейный) режим,
8 – $t_{нак}$ = 8 строк, $К_{ус}$ = 2 – насыщение; *10* – $t_{нак}$ = 10 строк,
$К_{ус}$ = 2 – сильное насыщение

Следует отметить, что время накопления матрицы может задаваться целым числом строк, что для малых значений этого параметра приводит к «грубому» управлению формой и распределением сигналов в пятне изображения: так для освещенности 120 000 лк вместо $t_{нак}$ = 2,5 можно установить $t_{нак}$ = 2 или $t_{нак}$ = 3 строки, что вызовет или недостаточное усиление или насыщение сигнала в пятне изображения.

При условии уменьшения коэффициента пропускания оптической системы в 5 раз оптимальному режиму работы матрицы $К_{ус}$ = 2 будет соответствовать диапазон времени экспозиции 6–20 строк, что позволит более точно управлять формой и распределением сигналов в пятне изображения, автоматически подстраиваясь под возможные изменения факторов эксплуатации. По результатам выполненных исследований было предложено провести доработку оптической схемы с целью уменьшения коэффициента пропускания.

Для отработки параметров селекции изображения были проведены исследования изменения сигналов в изображении имитатора Солнца в пределах всего поля зрения прибора. На рис. 4 приведены результаты измерения максимальных сигналов в изображении имитатора Солнца с уровнем освещенности E = 137000 лк для углов поля зрения α от –90° до 90° и для следующих параметров работы матрицы: коэффициент усиления $К_{ус}$ = 2, время накопления $t_{нак}$ = 2 строки.

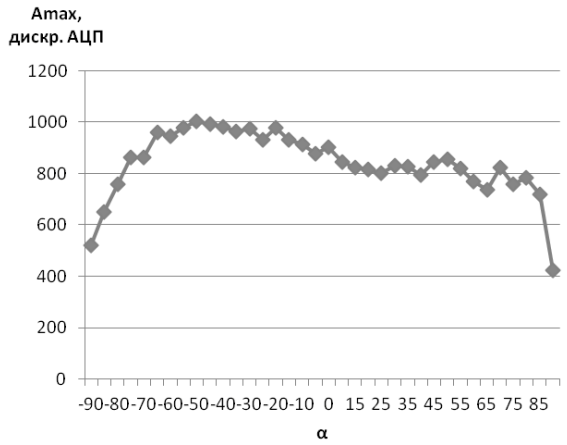


Рис. 4. Изменение сигналов в изображении имитатора Солнца по полю зрения прибора 347К

Из результатов измерений видно, что изменение освещенности не превосходит 20 % в угловом поле –80…+85°, что хорошо согласуется с расчетными оценками 15 %.

Программа экспериментальных исследований предусматривала проведение исследований распределения сигналов в изображении имитатора Солнца при воздействии повышенной (+40 °С) и пониженной (–30°С) температуры окружающей среды. В программном обеспечении прибора 347 К одним из параметров селекции изображений является сумма значений амплитуд в окне слежения. Результаты измерений, приведенные на рис. 5, отражают зависимость изменения суммарной амплитуды сигналов от температуры окружающей среды.

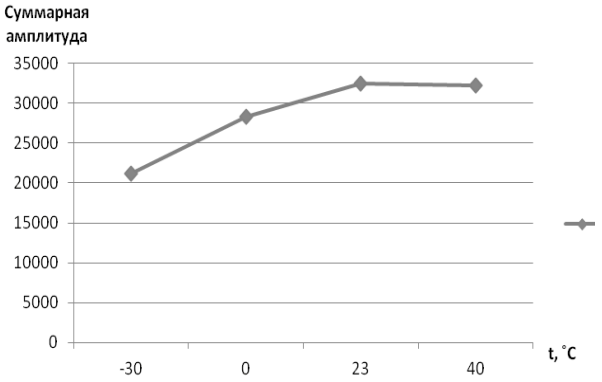


Рис. 5. Изменение суммарной амплитуды в изображении имитатора Солнца при проведении температурных испытаний

В связи с этим в программное обеспечение прибора была введена коррекция времени накопления фотоприемной матрицы по результатам опроса температурных датчиков, входящих в состав прибора.

Основной задачей третьего этапа ЛОИ прибора 347 К было проведение испытаний по определению влияния температурных воздействий на погрешности измерений угловых координат имитатора Солнца в приборной системе координат. По результатам испытаний было установлено, что шумовая погрешность измерения координат не превышает 27″ (по уровню 3σ) в температурном диапазоне −30…+40 °С, значения дополнительных температурных погрешностей не превышают ~2,5′ для температуры +40°С и ~3,8′ для температуры −30 °С. В соответствии с расчетами применение титанового сплава в оправах объектива позволит примерно в 5 раз уменьшить температурную составляющую погрешности измерения. Остаточная температурная погрешность компенсируется введением алгоритмической коррекции координат, учитывающей информацию термодатчика, установленного на фотоприемнике.

Результаты лабораторно-отработочных испытаний статического прибора ориентации по Солнцу 347К подтвердили правильность принятых конструктивных и схемных решений, обеспечивающих его работоспособность в соответствии с требованиями технического задания.

Библиографические ссылки

1. Результаты лабораторно-отработочных испытаний статического прибора ориентации по Солнцу 347 К / М. Г. Пирогов, В. И. Варламов, Г. Л. Цымбал и др. // Навигационные спутниковые системы, их роль и назначение в жизни современного человека : тез. докл. 2 Междунар. науч.-техн. конф. ОАО «ИСС». Железногорск, 2012.

2. Гебгарт А. Я. Особенности проектирования некоторых типов особоширокоугольных объективов // Оптический журнал. 2010. Т. 77, № 9. С. 17–21.

3. Stefan Cos, Dirk Uwaerts, Jan Bogaerts, Werner Ogiers. Active pixels for star trackers: final report. Cypress. Doc. №: APS-FF-SC-05-023. Date: 24-03-2006.

References

1. Pirogov M. G., Varlamov V. I, Tsymbal G. L., Strizhova N. M., Demeshko S. A., Galchinskiy D. N., Safronov K. P., Polkunov V. A., Gebgart A. Y. *Tez. dokl. 2 mezhdunar. nauch.-tekhn. konf. "Navigatsionnyye sputnikovyye sistemy, ikh rol' i naznacheniye v zhizni sovremennogo cheloveka"* (Abstract of the "Navigation Satellite Systems, their role and function in the human life" 2-nd International Scientific and Technical Conference). JSC "ISS", Zheleznogorsk, 2012.

2. Gebgart A. Y. *Opticheskiy zhurnal*. 2010, vol. 77, no. 9, p. 17–21.

3. Stefan Cos, Dirk Uwaerts, Jan Bogaerts, Werner Ogiers. Active pixels for star trackers: final report. Cypress. Doc. №: APS-FF-SC-05-023. Date: 24-03-2006.

© Пирогов М. Г., Варламов В. И., Цымбал Г. Л., Стрижова Н. М., Демешко С. А., Гальчинский Д. Н., Сафронов К. П., Полкунов В. А., Гебгарт А. Я., 2013

УДК 629.78.064:681.5

ОПТИМИЗАЦИЯ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗРАБОТАННОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ «АКАБ»

Ю. В. Кочев, С. В. Ефремов, А. В. Овчинников

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: koch@iss-reshetnev.ru

Рассматривается вопрос по реализации возможного способа проведения оптимизации габаритно-массовых показателей бортовой кабельной сети космического аппарата (БКС КА) с помощью разработанной системы «АКАБ». Разработанная САПР «АКАБ» успешно решает поставленные перед ней задачи по разработке электрических общих и принципиальных схем разъемных соединений бортовой радиоэлектронной аппаратуры и подсистем КА, перечней применяемых элементов и преобразования исходных схемных данных для дальнейшего 3-D моделирования бортовой кабельной сети КА. Решение крайне важных задач по реконфигурации разработанных схем подсистем вновь проектируемых КА с целью проведения максимально возможной оптимизации габаритно-массовых характеристик бортовой кабельной сети космического аппарата должно стать следующим важным шагом в необходимом развитии отечественной космической отрасли.

Ключевые слова: Кабельная сеть КА, 3-D моделирование ботовой кабельной сети КА, оптимизация.

SATELLITE MASS CRITERIA OPTIMIZATION WITH THE USE OF CAD "ACAB"

Y. V. Kochev, S. V. Efremov, A. V. Ovchinnikov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: koch@iss-reshetnev.ru

Possible optimization of overall and mass criteria of the onboard cable network system with the developed ACAB system is studied. The developed CAD system called "ACAB" successfully solves problems related to development of electrical block plans and electrical schematic diagrams of detachable joints used in radio-electronics and sub-systems of spacecrafts, preferred parts lists and conversion of input circuit data to allow further 3-D modeling of onboard cable network system. The solution of the utmost critical tasks dedicated to reconfiguration of developed subsystem circuits to be used in newly developed satellites with the aim of implementation of the possible optimization of the onboard cable network system overall and mass criteria is to become the next step forward in development of the national space industry.

Keywords: spacecraft onboard cable network system, 3-D modeling of onboard cable network system, optimization.

Решение задачи разработки космических аппаратов со сроком активного существования 15 лет неразрывно связано с вопросами оптимизации массовых характеристик подсистем и конструкции КА, поскольку длительное функционирование космического аппарата на орбите влечет неизбежное увеличение необходимого количества рабочего тела подсистемы коррекции.

Существует несколько аспектов оптимизации массовых характеристик кабельной сети КА:

1. Использование обжимных гильз с целью сращивания проводов.

2. Использование соединителей с обжимными контактами.

3. Применение методов трехмерного моделирования раскладки кабельной сети КА.

4. Оптимизация/минимизация количества межсистемных промежуточных соединителей.

Применение обжимных гильз для соединения проводов различного сечения позволяет оптимизировать кабельную сеть в части ее массовых характеристик при условии обеспечения необходимого падения напряжения. Рассмотрим частный случай: предположим, что для обеспечения требуемого сопротивления цепи необходимо общее сечение проводов не менее 0,35 мм, при этом существует ограничение на максимально допустимое сечение контактов соединителя – 0,12 мм. В этом случае, обеспечить требуемое сопротивление цепи можно применив 3 провода сечением 0,12 мм, задействовав при этом 3 контакта соединителя (рис. 1).

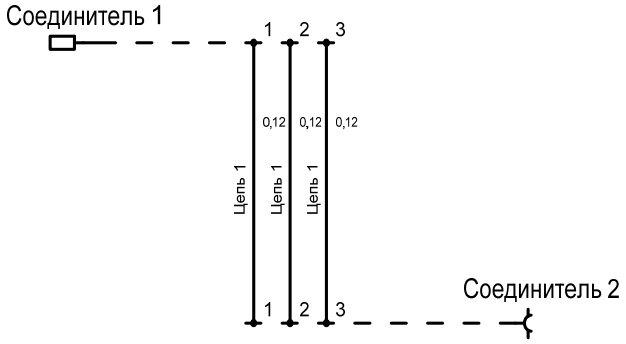


Рис. 1. Реализация сечения цепи ≥ 0,35 мм тремя проводами сечением 0,12 мм

При использовании обжимной гильзы, 3 провода сечением 0,12 мм сращиваются с одним проводом сечения 0,35 мм (рис. 2). В этом случае, достигается оптимизация массовых характеристик цепи, поскольку удельный вес 3 проводов сечением 0,12 мм больше удельного веса одного провода сечением 0,35 мм, так как: используется большее количество изоляционного материала и имеется запас по сечению – 0,01 мм.

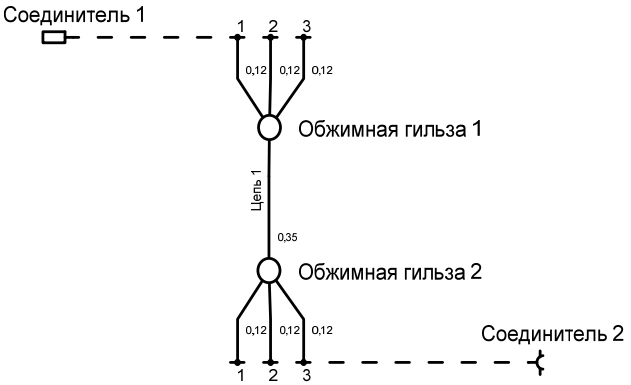


Рис. 2. Реализация сечения цепи 0,35 мм путем сращивания трех проводов сечением 0,12 мм с одним проводом сечением 0,35 мм

Использование обжимных соединителей позволяет осуществлять подгонку длин кабелей не только на этапе их изготовления, а также на этапе их интеграции с конструкцией КА.

Применение методов трехмерного моделирования позволяет достаточно точно определять длины проводов, входящих в кабельные жгуты. Кроме того, трехмерное моделирование позволяет рассчитывать оптимальную геометрию вспомогательных устройств для раскладки кабелей (кронштейны), прослеживать технологический процесс и физическую реализуемость стыковки разъемных соединений КА [1], обеспечивать оптимальную компоновку оборудования КА, а также оптимизировать конфигурацию кабелей при условии обеспечения корректной в части ЭМС прокладки стволов кабельной сети.

Существенный выигрыш в массе кабельной сети может дать минимизация количества применяемых межсистемных промежуточных соединителей. В процессе разработки электрической схемы подсистемы КА интерфейсные цепи (выходящие за пределы разрабатываемой подсистемы в смежные подсистемы, либо, напротив поступающие из смежных подсистем) распределяются в промежуточных соединителях, ответные части которых располагаются в электрических схемах смежных подсистем. Безусловно, применение межсистемных соединителей оправдано в ряде случаев, например, при технических сложностях раскладки кабелей, либо затруднительном процессе изготовления и испытаний сложных кабелей и пр. Однако, в большинстве случаев, использование межсистемных промежуточных соединителей продиктовано стремлением четко разделить границы подсистем и ответственность соответствующих подразделений предприятия. Общее количество межсистемных промежуточных соединителей на КА может составлять порядка 100 шт. Принимая во внимание, что наличие межсистемных промежуточных соединителей подразумевает создание специальных панелей (кронштейнов) для фиксации межсистемных промежуточных соединителей, задача оптимизации их количества стоит в ряду важнейших в части электрического проектирования КА.

Достижение цели оптимизации количества межсистемных промежуточных соединителей средствами разработанной САПР «АКАБ» связано с решением следующих задач:

1. Исследование существующей технологии разработки электрических схем подсистем КА с целью разработки принципов интеграции электрических схем подсистем КА в единую электрическую схему КА, с учетом обеспечения прослеживаемости вносимых схемных изменений на последующих этапах работы с электрической схемой КА.

2. Анализ функциональных возможностей САПР «АКАБ» в контексте выполнения разработанных принципов интеграции электрических схем подсистем КА в единую электрическую схему КА.

3. Разработка недостающих функций и сопряженного с ними пользовательского интерфейса САПР «АКАБ» для реализации разработанных принципов

интеграции электрических схем подсистем КА в единую электрическую схему КА.

Предлагаемые принципы интеграции электрических схем подсистем КА в единую электрическую схему КА предполагают:

1) наличие централизованного органа (подразделения предприятия), непосредственно выполняющего процедуру интеграции электрических схем подсистем КА;

2) последовательную интеграцию подсистем;

3) четкое следование алгоритму взаимодействий с подразделениями – разработчиками электрических схем подсистем КА в случае выявления неоднозначностей при выполнении процедур интеграции электрических схем;

4) полное итоговое соответствие электрических схем подсистем КА единой электрической схеме КА.

Рис. 3 иллюстрирует алгоритм взаимодействий с подразделениями – разработчиками электрических схем подсистем КА в случае выявления неоднозначностей при выполнении процедуры интеграции двух подсистем, при этом обозначены используемые на разных этапах интеграции функции САПР «АКАБ». Перечень и описание и новых функциональных возможностей САПР «АКАБ» и функциональных блоков, разработанных в рамках реализации принципов интеграции электрических схем подсистем КА приведен ниже:

1. Функция блокировки изменения кабельной конфигурации. Указанная возможность введена с целью обеспечения прослеживаемости процесса реконфигурации кабелей при оптимизация количества межсистемных промежуточных соединителей.

2. Функциональный блок объединения проектов. В процессе объединения проектов осуществляется интеграция баз блоков приборов объединяемых проектов с контролем соответствия блоков приборов, соединителей блоков приборов и промежуточных соединителей. Кроме того, осуществляется контроль однозначности использования соединителей. Случай, когда один и тот же соединитель задействован в нескольких подсистемах, но в различных кабельных сборках, либо в одной и той же кабельной сборке, но с разной схемной реализацией, рассматривается как ошибочный и устраняется путем согласования с подразделениями – разработчиками электрических схем интегрируемых подсистем КА. После согласования всех схемных несоответствий на уровне баз блоков приборов осуществляются процедуры объединения моделей одинаковых блоков приборов и преобразования одиночных промежуточных соединителей в парные.

3. Возможность расположения частей кабельной сборки на разных листах общей схемы (возможность расположения частей кабельной сборки на разных листах принципиальной схемы реализовывалась изначально посредством переноса на другой лист ряда контактов, либо соединителей в целом).

4. Сохранение конфигураций кабелей при их объединении путем исключения промежуточных соединителей. Здесь и далее под конфигурацией кабеля подразумевается повив и экранировка проводов, выведение экранов на корпус, либо контакт/контакты соединителя, графическое представление соединений кабеля.

5. Сохранение конфигурации кабеля при его разделении промежуточными соединителями.

После завершения интеграции всех подсистем осуществляется окончательная корректировка схемной документации подсистем КА и завершается выпуск единой электрической схемы КА.

Для обеспечения полноты функциональных возможностей САПР «АКАБ» при оптимизации количества промежуточных соединителей в настоящее время ведется разработка ряда функций с целью введения возможности «перераспределения цепей в парных промежуточных соединителях». Другими словами, если существует две пары кабелей, разделенных первой и второй парами промежуточных соединителей соответственно, в ПО должна быть возможность перераспределить цепи соединений, разделяемых первой и второй парами промежуточных соединителей в третью, обеспечивающую необходимое количество контактов. Ниже приведен ряд функций, реализуемых в настоящее время для достижения указанной цели:

1) добавление к существующим дополнительной пары промежуточных соединителей;

2) перераспределение цепей между парами промежуточных соединителей в точке разделения;

3) объединение нескольких пар промежуточных соединителей в одну пару, при обеспечении последней необходимого количества контактов.

В процессе достижения поставленной цели оптимизации количества межсистемных промежуточных соединителей средствами разработанной САПР «АКАБ» получены следующие результаты:

– разработаны принципы и алгоритмы интеграции электрических схем подсистем КА;

– проведена формализация и типизация проектных процедур, необходимых для реализации принципов интеграции электрических схем подсистем КА;

– в рамках реализации принципов интеграции электрических схем подсистем КА разработаны функции, функциональные блоки и соответствующий пользовательский интерфейс, основанные на принципе последовательной интеграции подсистем, позволяющие оптимизировать количество межсистемных промежуточных соединителей.

Тем не менее, для отработки и апробации предлагаемой методики оптимизации массовых характеристик кабельной сети КА требуется проведение локального эксперимента с целью реконфигурации кабелей смежных подсистем, например подсистемы ориентации и стабилизации и подсистемы телеметрии КА.

Библиографические ссылки

1. Кочев Ю. В. Разработка методов и алгоритмов проектирования разъемных соединений аппаратуры и систем космического аппарата // Вестник СибГАУ. 2008. № 3 (20). С. 87–93.

References

1. Kochev Y. V. *Vestnik SibGAU*, 2008, no. 3 (20), p. 87–93.

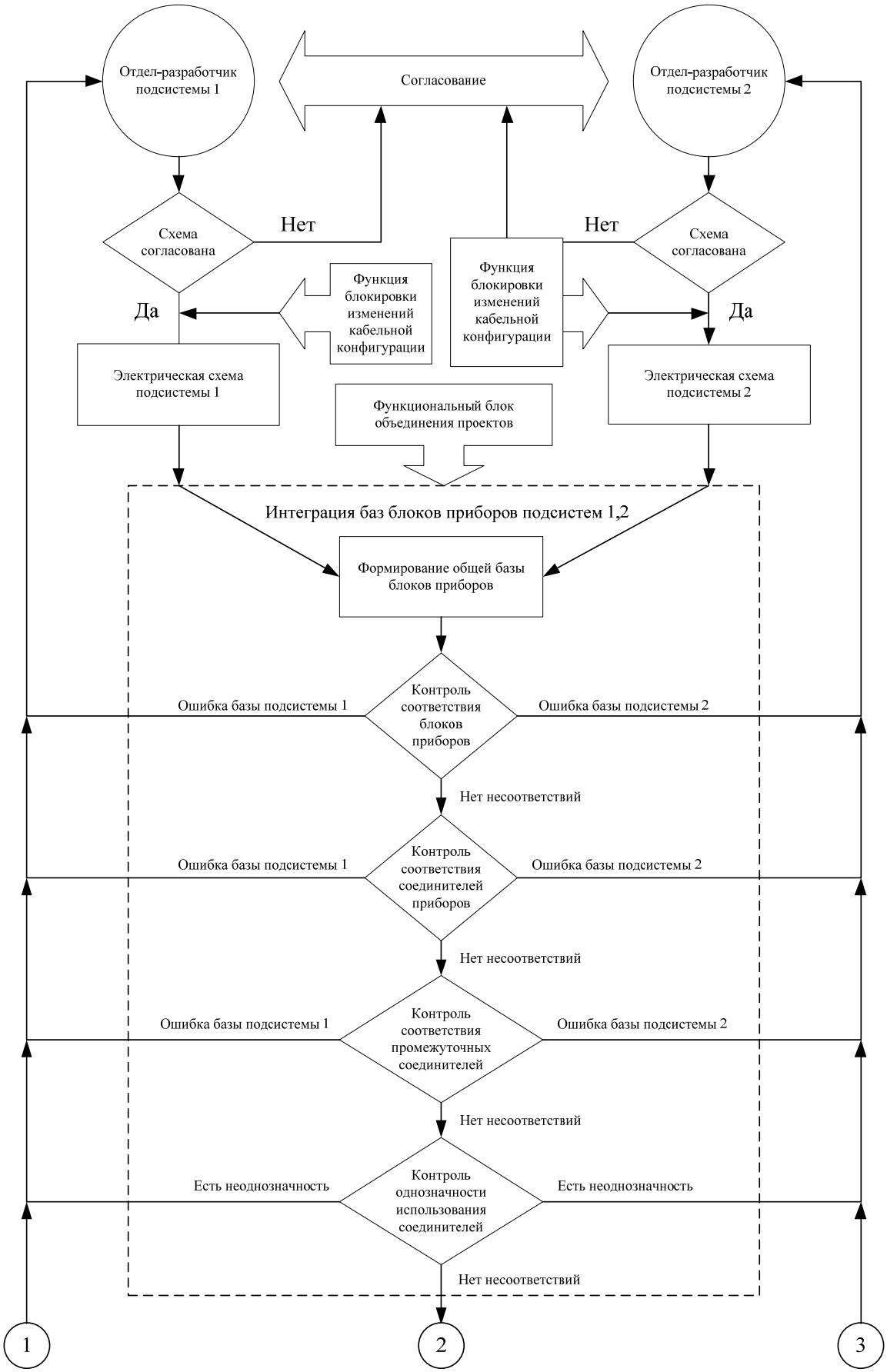


Рис. 3. Алгоритм интеграции электрических схем подсистем КА (начало)

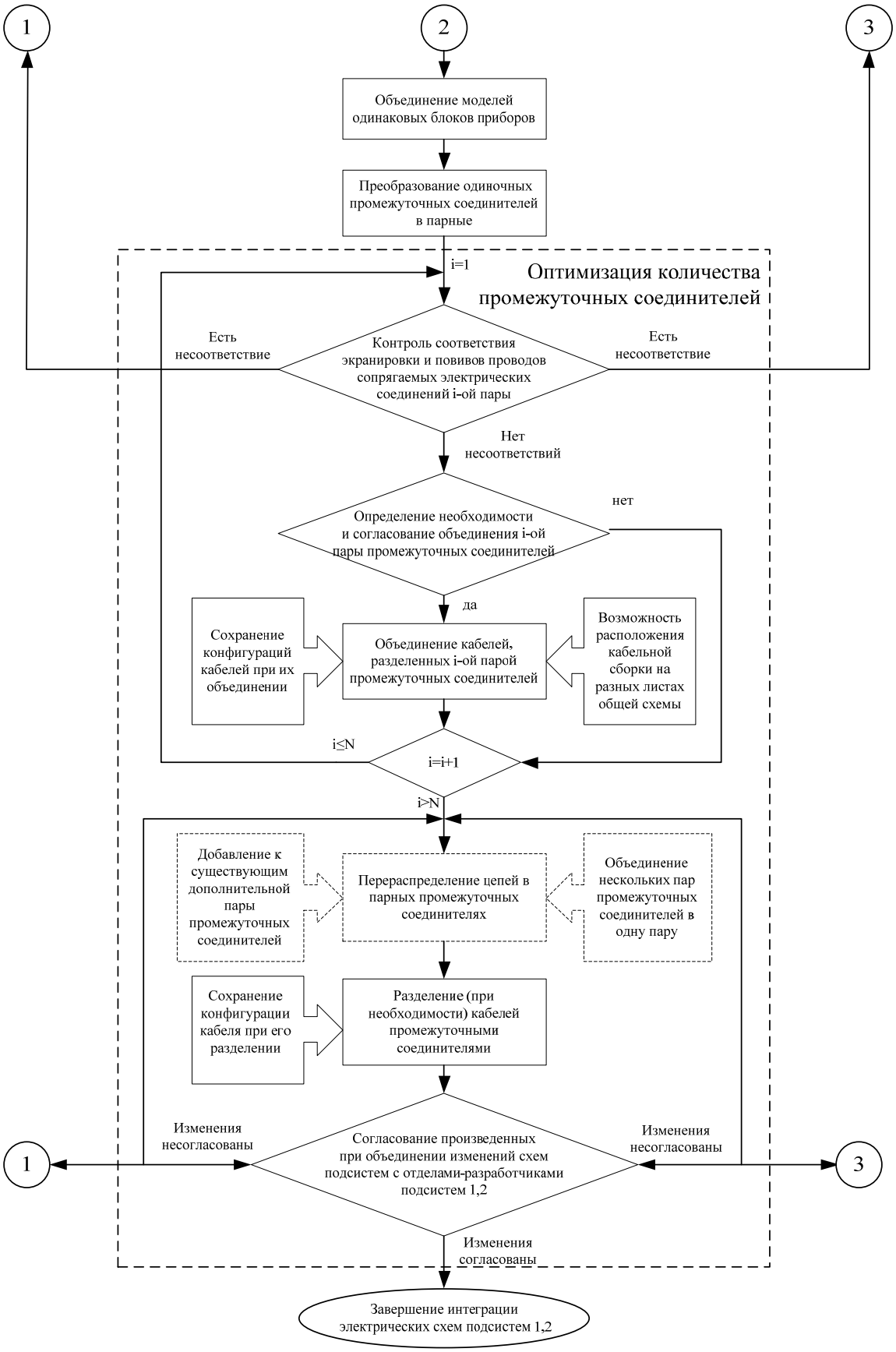


Рис. 3. Алгоритм интеграции электрических схем подсистем КА (окончание)

© Кочев Ю. В., Ефремов С. В., Овчинников А. В., 2013

УДК 537.533.9

КОМПОЗИЦИОННЫЙ МАТЕРИАЛ ДЛЯ ЗАЩИТЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Е. А. Джур[1], А. Ф. Санин[1], С. А. Божко[1], А. Ю. Андрианов[1], В. А. Белоус[2], А. В. Рыбка[2], А. А. Захарченко[2], В. Н. Борисенко[2], А. М. Зиновьев[3], А. П. Кузнецов[3], Ю. В. Плисак[3]

[1]Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара
Украина, 49050, Днепропетровск, просп. Юрия Гагарина, 72. E-mail: sinter@ukr.net
[2]Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт»
Украина, 61108, Харьков, ул. Академическая, 1
[3]Научно-производственная группа «Днепротехсервис»
Украина, 49005, Днепропетровск, ул. Симферопольская, 21

Рассматривается проблема обеспечения защиты радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов от ионизирующего излучения на орбите. Целью работы является разработка и исследование многофазных гетерогенных материалов для защиты радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата, находящегося на геостационарной орбите. Предметом исследования являются дисперсно-наполненные полимерные композиционные материалы, а объектом исследования – процессы взаимодействия электронного излучения с указанными материалами. Для исследования использовалась методика имитационного облучения электронами образцов композиционных материалов. Проведено моделирование методом Монте-Карло прохождения электронов через образцы композиционных материалов. Результаты исследования показали, что экранирующая способность разработанных образцов композиционных материалов выше не менее чем на 30 % по сравнению с алюминием при равной массовой толщине. Разработанные композиционные материалы могут использоваться в системах пассивной защиты радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов на геостационарной орбите.

Ключевые слова: композиционный материал, экранирующая способность, поток электронов.

COMPOSITE MATERIAL FOR PROTECTION OF SPACECRAFT ELECTRONICS AGAINST IONIZING RADIATION

Y. A. Dzhur[1], A. F. Sanin[1], S. A. Bozhko[1], A. Y. Andrianov[1], V. A. Belous[2], A. V. Rybka[2], A. A. Zakharchenko[2], V. N. Borysenko[2], A. M. Zinoviev[3], A. P. Kuznetsov[3], Y. V. Plysak[3]

[1]Dnipropetrovsk National University named after Oles Honchar
72 Gagarin str., Dnepropetrovsk, 9050, Ukraine. E-mail: sinter@ukr.net
[2]National Science Center “Kharkov Institute of Physics and Technology”
1 Akademicheskaya str., Kharkov, 61108, Ukraine
[3]Scientific and Production Group Dneprotechservice
21 Simferopolskaya str., Dnepropetrovsk, 49005, Ukraine

The problem of protection of spacecraft electronics against ionizing radiation is reviewed. The goal of the work is to develop and study the multiphase heterogeneous materials for shielding of spacecraft electronics on the geostationary orbit. The subject of the study is disperse-filled polymer composite materials and the objects of the study are the processes of interaction of electron radiation with the mentioned materials. The imitative irradiation method of samples of the composite materials was used in the study. Simulating of electron transmission through the samples of the composite materials was made with Monte-Carlo method. The results of the study demonstrate that shielding ability of the developed samples of the composite materials is no less than 30 % greater as compared with aluminum at the equal mass thickness. The developed composite materials can be applied in the systems of passive shielding of the spacecraft electronics on geostationary orbit.

Keywords: composite material, shielding ability, electron radiation.

Одна из основных проблем обеспечения надежности телекоммуникационных космических аппаратов (КА) заключается в необходимости защиты радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) системы управления КА от ионизирующего излучения на орбите. Защита РЭА от воздействия ионизирующего излучения может быть реализована несколькими организационно-техническими способами, одним из которых является применение более радиационно-стойкой элементной базы РЭА [1; 2]. Однако повышение радиационной

стойкости элементной базы, в том числе интегральных схем, приводит к существенному удорожанию системы управления, что снижает конкурентоспособность КА на быстроразвивающемся рынке телекоммуникационных услуг.

Способ обеспечения защиты РЭА может быть позаимствован из практики повышения радиационной безопасности наземных ядерных объектов, который заключается в сокращении времени работы под облучением с целью снижения накопленной дозы [3]. Но сокращение времени эксплуатации КА совершенно неактуально в условиях требования повышения срока его активного существования на орбите [4]. Другой организационный способ заключается в выборе такой траектории полета, которая обеспечивает минимальное пребывание КА в зонах повышенного радиационного воздействия, что также является не приемлемым, поскольку КА должен иметь определенную ориентацию относительно Земли.

Повышение работоспособности РЭА в условиях космического облучения может обеспечиваться использованием защитных экранов – активных, в виде направленного электромагнитного поля, отклоняющего поток заряженных частиц, и пассивных, в виде защитных материалов, поглощающих или рассеивающих излучение [5]. Первый из вариантов на сегодняшний день технически не реализуем, второй является наиболее простым как по технической реализации, так и по стоимости. Его реализация может быть основана на оптимизации компоновки РЭА, в результате которой критические элементы экранируются более стойкими или менее ответственными элементами, что трудно реализовать в условиях ужесточения требований к компактности и функциональности современных интегральных схем РЭА. Следует отметить, что при использовании экранирующих материалов для пассивной защиты возникает проблема неизбежного повышения массы КА. Поэтому основной характеристикой защитного материала должна быть экранирующая способность, отнесенная к удельному весу. Основным материалом, используемым в качестве защитного, является алюминий и его сплавы, обладающие небольшой плотностью и высокой технологичностью.

Тем не менее, поиск новых более эффективных экранирующих материалов не прекращается. Именно поэтому значительная часть работ в области защиты КА от космического излучения разного вида посвящена исследованию экранирующих свойств различных материалов, а также геометрических характеристик самого экрана.

Основной целью работы, некоторые результаты которой представлены в статье, является разработка и исследование многофазных гетерогенных материалов для защиты РЭА КА, находящегося на геостационарной орбите (ГСО). Объектом исследования являются процессы взаимодействия корпускулярного излучения с полимерными композиционными материалами (ПКМ), содержащими высокодисперсные модификаторы.

Для ГСО ионизирующее излучение представлено электронами и протонами естественного радиационного поля Земли (ЕРПЗ), а также протонами солнечных космических лучей (СКЛ). Другие источники (галактические лучи или ионы СКЛ) не рассматриваются в виду низкой интенсивности или проницаемости. Спектры дифференциальных и интегральных потоков электронов и протонов для ГСО, рассчитаны с помощью программного обеспечения OMERE 3.5.2.1 при использовании моделей AE8MAX для электронов, AP8MIN для протонов, JPL1 и «Август 1972 г» для протонов (соответственно для усредненных значений по всем точкам орбиты и для пиковых значений солнечных вспышек, наблюдаемых в августе 1972 г.).

Экспериментальные исследования экранирующих свойств материалов осуществлялось путем имитационного облучения потоком электронов энергией 2,5 МэВ мишени из ПКМ с высокодисперсным наполнителем и эталонов из алюминия марки А7 с измерением и сопоставлением энергетических параметров первичных и прошедших сквозь мишень электронов. Облучение образцов с размерами 40×40 мм и толщиной 1, 1,5, 2, 3 и 4 мм проводилось с использованием электростатического ускорителя электронов «ЭЛИАС». Геометрические параметры детектора на базе кристалла CdZnTe выбирались таким образом, чтобы электроны с энергией 2,5 МэВ и сечением пучка 2,25 мм^2 полностью поглощались в кристалле. Кратность ослабления k_I (по току) первичного потока электронов образцами ПКМ и алюминиевыми эталонами определяли путем сопоставления силы тока при фиксированном напряжении смещения на детекторе, возникающего при облучении с мишенью и без: $k_I = I_0 / I_\tau$, где I_0 – сила тока на детекторе без мишени, характеризующая первичный поток электронов; I_τ – сила тока на детекторе с мишенью, характеризующая поток электронов, прошедших мишень и мощность квантового тормозного излучения от мишени в телесный угол детектора. Общий ток на детекторе пропорционален суме токов, производимых электронами и квантами тормозного излучения в отдельности.

Расчетная оценка прохождения потока электронов для ряда образцов ПКМ и алюминиевого сплава АМг6 проводилась с помощью программного кода EGS моделирования методом Монте-Карло взаимодействия электронов и гамма-квантов с веществом.

Согласно выполненным ранее исследованиям, обобщенным в [6], потери энергии электронами и протонами обратно пропорциональны атомному номеру элемента материала защиты. Такая зависимость нарушается для электронов с энергиями, выходящими за пределы рассматриваемого в работе спектра, что связано с увеличением вклада радиационных потерь по сравнению с потерями на ионизацию. Радиационные потери электронов возрастают с увеличением их кинетической энергии [7], и это возрастание пропорционально атомному номеру вещества. «Обратная сторона медали» радиационных потерь – возникновение тормозного излучения. И соответственно, чем больше атомный номер вещества, тем больше выход тормозного излучения; чем выше

энергия электрона, тем шире спектр тормозного излучения. Следует отметить, что кроме «энергетической проблемы» взаимодействия электронов с веществом существует и «геометрическая проблема» [8], связанная с рассеванием электронов, и это рассеивание протекает наиболее интенсивно в веществах с высоким атомным номером. Многократное рассеивание электронов в веществе в конечном итоге приводит к увеличению альбедо первичного потока, что в условиях открытого космоса способствует значительному повышению экранирующей способности защитного материала.

Таким образом, при выборе компонентов ПКМ целесообразно принять к рассмотрению элементы как с малым атомным номером (для эффективного ослабления потоков протонов), так и элементы с высоким атомным номером, повышающие альбедо электронов. Их относительное содержание в составе материала определяется интенсивностью и спектром протонов и электронов на заданной орбите. Согласно приведенным спектрам на рис. 1 наибольшую интенсивность на рассматриваемой орбите имеют электроны ЕРПЗ.

В связи с этим наибольший интерес представляет изменение энергии электронов при прохождении через слой защиты при разном относительном содержании основных компонентов в образцах ПКМ, состоящих из легкой полимерной матрицы, например, эпоксидной смолы, содержащей такие легкие элементы как водород, углерод и кислород, и наполнителя из металлов с высоким атомным номером. Данный класс смол хорошо себя зарекомендовал в изделиях ракетно-космической техники, поскольку удовлетворяет основным требованиям к физическим и механическим свойствам (структурная и адгезионная прочность, низкое газовыделение, радиационная стойкость). В качестве наполнителя можно рассматривать тяжелые металлы, такие как уран, свинец, висмут или вольфрам, при этом предпочтение отдается последнему элементу вследствие его наименьшей токсичности.

В условиях поиска альтернативы алюминию, как материалу экранирующей защиты РЭА, интерес представляет экспериментальное исследование образцов КМ с плотностью меньшей или близкой к 2700 кг/м^3.

В табл. 1 представлены результаты экспериментального определения кратности ослабления потоков электронов при прохождении через образцы ПКМ и алюминия (эталон).

Для сравнения экранирующей способности ПКМ и алюминиевого эталона необходимо использовать материалы с равными массовыми толщинами. Для количественной оценки соотношения экранирующей способности образцов и эталонов использовали коэффициент отношения массово-защитных свойств, который позволяет оценить, во сколько раз отличаются кратности ослабления потока электронов ПКМ и алюминием при их равной массовой толщине $r_s = k_c/k_a$, где k_c – кратность ослабления потока электронов образцом ПКМ при одинаковой с алюминием массовой толщине; k_a – кратность ослабления потока электронов алюминиевым эталоном при одинаковой с образцом ПКМ массовой толщине. Анализ результатов, представленных в табл. 2 и рис. 2, показывает, что как минимум четыре образца ПКМ имеют большую экранирующую способность к потоку электронов (или массово-защитные характеристики) по сравнению с алюминием.

Как видно из данных табл. 2, экранирующая способность отвержденной эпоксидной смолы без наполнителя несколько хуже, чем для алюминия. С увеличением содержания вольфрама наблюдается рост экранирующих свойств ПКМ. Образец с содержанием вольфрама 63 % является наиболее эффективным – его экранирующая способность более чем на 30 % превосходит экранирующую способность алюминия.

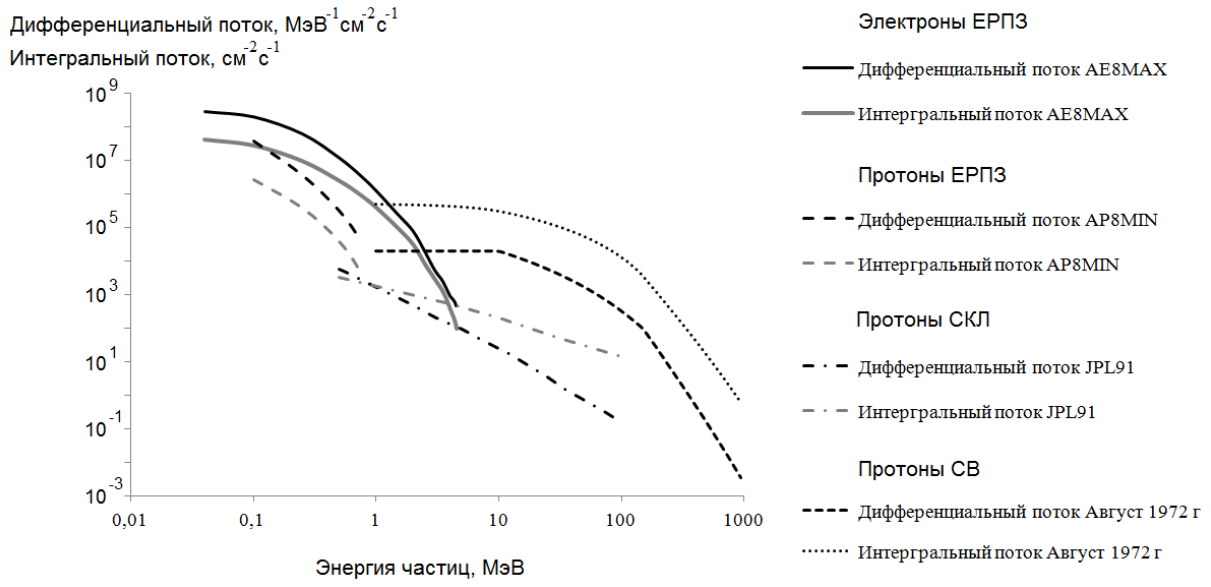


Рис. 1. Характеристики ионизирующего излучения на ГСО с указанием типа выбранной модели

Таблица 1

Кратности ослабления потока электронов энергией 2,5 МэВ ПКМ и алюминиевым эталоном

№ п.п.	Состав образца КМ (в % указано массовое содержание наполнителя)	Плотность измеренная, кг/м^3	Массовая толщина, кг/м^2	Кратность ослабления
1	Эпофлекс-09	1180	3,13	1,44±0,054
2	Эпофлекс-09 + 45 % W	2040	4,28	2,22±0,104
3	Эпофлекс-09 + 63 % W	2860	5,81	3,20±0,112
4	Эпофлекс-09 + 15 % Al_2O_3 + 35 % W	1940	3,94	2,12±0,055
5	Эпофлекс-09 + 25 % Al_2O_3 + 25 % W	1830	3,75	1,89±0,052
6	Эпофлекс-09 + 35 % Al_2O_3 + 15 % W	1780	3,35	1,64±0,021
7	Алюминий А7	2700	2,70	1,44±0,022
8			4,05	1,82±0,018
9			5,40	2,35±0,047

Таблица 2

Сравнение массово-защитных характеристик ПКМ и алюминия при одинаковой массовой толщине

№ п.п.	Состав образца КМ (в % указано массовое содержание наполнителя)	Массовая толщина, кг/м^2	Кратность ослабления		Коэффициент отношения по защите
			эталона Al	образца КМ	
1	Эпофлекс-09	3,13	1,56	1,44	0,92
2	Эпофлекс-09 + 45 % W	4,28	1,93	2,22	1,15
3	Эпофлекс-09 + 63 % W	5,81	2,42	3,20	1,32
4	Эпофлекс-09 + 15 % Al_2O_3 + 35 % W	3,94	1,82	2,12	1,17
5	Эпофлекс-09 + 25 % Al_2O_3 + 25 % W	3,75	1,76	1,89	1,07
6	Эпофлекс-09 + 35 % Al_2O_3 + 15 % W	3,35	1,63	1,64	1,01

Если коэффициент отношения по защите позволяет оценить, во сколько раз экранирующие свойства ПКМ выше, чем у алюминия при одинаковой массе, то коэффициент отношения по массе позволяет количественно оценить, во сколько раз масса образцов ПКМ ниже, чем у алюминия при одинаковой экранирующей способности $r_m = m_a/m_c$, где m_a – массовая толщина алюминия при одинаковой с образцом ПКМ кратности ослабления; m_c – массовая толщина образца ПКМ при одинаковой с алюминием кратности ослабления.

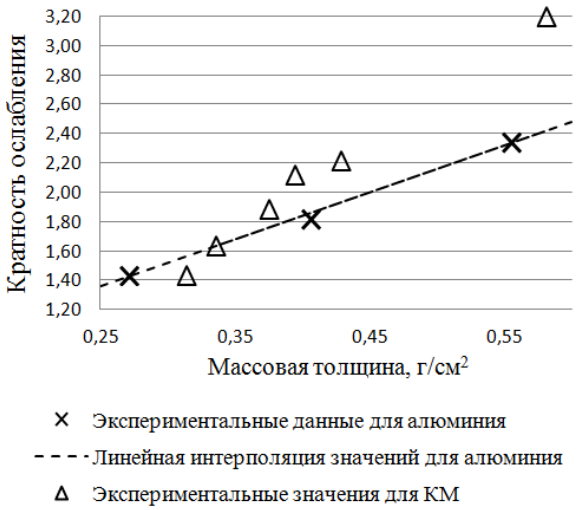


Рис. 2. Зависимость кратности ослабления потока электронов энергией 2,5 МэВ образцами КМ и алюминиевыми эталонами от их массовой толщины

Результаты исследований показывают, что защита из ПКМ с содержанием вольфрама 63 % на 42 % легче, чем из алюминия, при одинаковой кратности ослабления 3,2 (табл. 3).

Моделирование методом Монте-Карло проводилось для наиболее эффективных образцов КМ с содержанием вольфрама 45 и 63 % и толщиной, соответственно, 2,59 и 1,85 мм, эквивалентных 2 мм эталона из сплава АМг6 (массовая толщина всех материалов одинакова – 5,28 кг/м^2).

В качестве основного критерия для оценки доли энергии электронов, поглощенной или рассеянной мишенью, использовался параметр, определяемый согласно выражению $\eta = E_c/E_0$, где η – эффективность ослабления потока энергии, переносимой электронами, E_c – поглощенная мишенью энергия потока электронов; E_0 – начальная энергия потока электронов. Несмотря на различие в способах оценки кратности ослабления первичного потока электронов k_I, используемой в эксперименте, и эффективности ослабления потока энергии η в моделировании, эти параметры можно сопоставить как $k_I = 1 / (1 - \eta)$.

Согласно результатам оценки величины η в широком энергетическом спектре (рис. 3) способности к ослаблению потока электронов ПКМ и АМг6 начинают заметно отличаться при энергии электронов, превышающей 1 МэВ.

Кратность ослабления потока электронов с энергией 2,5 МэВ образцом с содержанием вольфрама 63 % и толщиной 1,85 мм составляет 4, образцом с содержанием вольфрама 45 % и толщиной 2,5 мм – 3,2, а сплавом АМг6 толщиной 2 мм – 2. Таким образом, экранирующая способность ПКМ с содержанием

вольфрама 63 % на энергии электронов 2,5 МэВ выше, чем у АМг6 в 2 раза, а образца с содержанием вольфрама 45 % – в 1,6 раз.

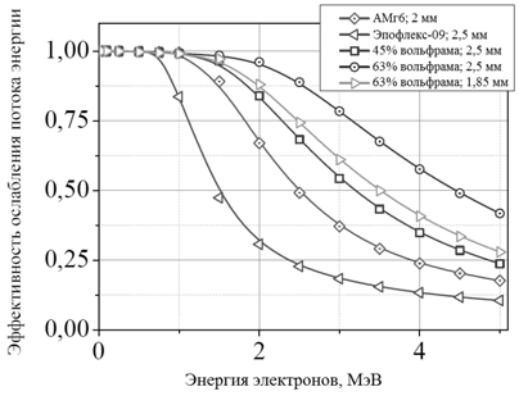


Рис. 3. Эффективность ослабления потока энергии веществом мишени в зависимости от энергии электронов

Однако в представленных на рис. 3 результатах не учитывается энергия электронов, преобразованная в энергию квантов тормозного излучения. Анализ спектров вторичного тормозного излучения (рис. 4) позволил установить, что отношение количества квантов тормозного излучения за образцом из ПКМ с содержанием вольфрама 63 % к количеству квантов за образцом из АМг6 составляет 1,9, а количество квантов тормозного излучения за образцом ПКМ (содержание вольфрама 45 %) и за эталоном АМг6 отличается в 1,57 раз (табл. 4). Исходя только из количественных оценок расчетная эффективность экранирования потока электронов образцами из ПКМ и АМг6 приблизительно одинаковая. Но следует отметить, что бóльшая часть квантов тормозного излучения после АМг6 имеет энергии менее 30 кэВ. Такие γ-кванты вносят значительный вклад в поглощенную дозу элементов РЭА, так как полностью поглощаются кремниевыми пластинами (имитирующими элементы РЭА) в отличие от квантов бóльших энергий, которые передают только часть своей энергии.

Согласно данным табл. 5 при начальной энергии электронов 2,5 МэВ общее количество электронов, прошедших экран из ПКМ, меньше, чем прошедших через образец из АМг6. Причем для ПКМ с содержанием наполнителя 63 % и толщиной 1,85 мм количество прошедших электронов почти в 2 раза меньше, чем для алюминиевого сплава.

Анализ спектров энергий электронов, прошедших мишени из ПКМ и АМг6 (рис. 5), позволяет сделать вывод о существенном снижении количества электронов как высоких (в диапазоне 1,25…1,75 МэВ), так и низких энергий (менее 0,5 МэВ) для первого материала.

Таблица 3

Сравнение массовых характеристик образцов КМ и эталонов алюминия при их равной экранирующей способности

№ п.п.	Состав образца КМ (в % указано массовое содержание наполнителя)	Кратность ослабления	Массовая толщина, кг/м^2		Коэффициент отношения по массе
			образца КМ	эталона Al	
1	Эпофлекс-09	1,44	3,13	2,76	0,88
2	Эпофлекс-09 + 45 % W	2,22	4,28	5,19	1,21
3	Эпофлекс-09 + 63 % W	3,20	5,81	8,24	1,42
4	Эпофлекс-09 + 15 % Al_2O_3 + 35 % W	2,12	3,94	4,88	1,24
5	Эпофлекс-09 + 25 % Al_2O_3 + 25 % W	1,89	3,75	4,16	1,11
6	Эпофлекс-09 + 35 % Al_2O_3 + 15 % W	1,64	3,35	3,38	1,01

Таблица 4

Количество квантов тормозного излучения, возникших в результате взаимодействия с мишенью электронов энергией 2,5 МэВ, нормированных к количеству первичных электронов

Мишень	Образцы КМ с содержанием наполнителя, %				АМг6
	0	45	63	63	
Толщина мишени, мм	2,5	2,5	2,5	1,85	2,0
Отношение количества γ-квантов к количеству первичных электронов	0,035	0,170	0,202	0,205	0,108

Таблица 5

Отношение количества электронов, прошедших мишень, к количеству первичных электронов с энергией 2,5 МэВ

Мишень	Образцы ПКМ с содержанием наполнителя, %				АМг6
	0	45	63	63	
Толщина мишени, мм	2,5	2,5	2,5	1,85	2,0
Отношение количества электронов за мишенью к количеству первичных электронов	1,025	0,542	0,192	0,425	0,846

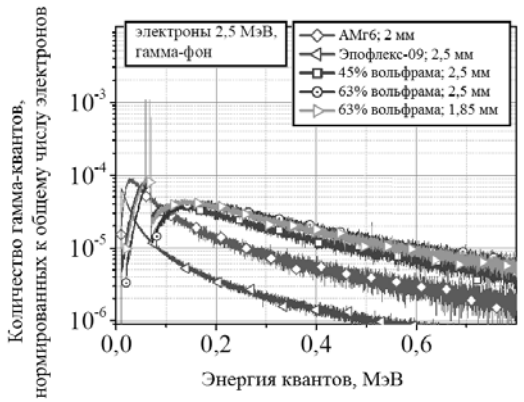


Рис. 4. Спектры тормозного излучения, возникшие в результате взаимодействия первичных электронов энергией 2,5 МэВ с веществом мишени

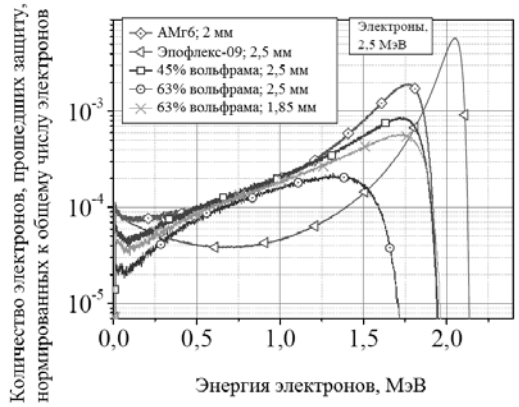


Рис. 5. Спектры электронов, прошедших мишень, нормированных к общему количеству первичных электронов энергией 2,5 МэВ

Используемые на сегодняшний день в качестве экранирующего материала алюминий и его сплавы могут быть заменены более эффективными по массово-защитным характеристикам ПКМ с наполнителями на основе высокодисперсных порошков тяжелых металлов.

Моделирование методом Монте-Карло прохождения потока электронов через исследуемые материалы защиты показало, что при выбранных критериях количественной оценки излучения эффективность экранирования образцами из ПКМ и АМг6 приблизительно одинаковая. В то же время экспериментально установлено, что ПКМ с содержанием наполнителя в количестве 63 % характеризуется на 30 % бóльшей экранирующей способностью по сравнению с алюминием при равной массовой толщине. При этом количество электронов прошедших защиту из ПКМ значительно меньше по сравнению с алюминием.

Различие между результатами расчета и эксперимента, обусловлено тем, что моделирование учитывает все электроны и гамма-кванты за материалом защиты, а эксперимент – только те, что поглотились детектором. Таким образом, эксперимент в большей степени отражает дозовые нагрузки на объект защиты.

Для подтверждения эффективности полимерных КМ планируется проведение экспериментов по имитационному облучению наиболее критичных по отношению к излучению элементов РЭА до доз, приводящих к потере их функциональности.

Библиографические ссылки

1. Юдинцев В. Радиационно-стойкие интегральные схемы // Электроника: Наука, Технология, Бизнес. 2007. № 5. С. 72–77.

2. Гобчанский О., Попов В., Николаев Ю. Повышение радиационной стойкости индустриальных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры // Современные технологии автоматизации. 2001. № 4. С. 36–40.

3. International Atomic Energy Agency, Optimization of radiation protection in the control of occupational exposure, Safety Report Series. No. 21. IAEA, Vienna. 2002. 66 p.

4. Анашин В. С. Проблемы обеспечения высоких сроков активного существования РЭА спутников связи // Электросвязь. 2009. № 4. С. 19–22.

5. Varga L., Horvath E. Evaluation of electronics shielding in micro-satellites. Technical memorandum: DRDC Ottawa TM 2003-017. Defence R&D Canada. Ottawa, 2003. 25 p.

6. Хаффнер Дж. Ядерное излучение и защита в космосе. М. : Атомиздат, 1971. 320 с.

7. Мурзин В. С. Введение в физику космических лучей. М. : Атомиздат, 1979. 304 с.

8. The radiation design handbook. ESA PSS-01-609 Issue 1. ESA Publications Division, ESTEC, Noordwijk, 1993. 445 p.

References

1. Yudintsev V. *Elektronika: Nauka, Tekhnologiya, Biznes*, 2007, no. 5, p. 72–77.

2. Gobchanskiy O., Popov V., Nikolaev Yu. *Sovremennye tekhnologii avtomatizatsii*, 2001, no. 4, p. 36–40.

3. International Atomic Energy Agency, Optimization of radiation protection in the control of occupational exposure, Safety Report Series No. 21. IAEA, Vienna. 2002. 66 p.

4. Anashin V. S. *Elektrosvyaz'*, 2009, № 4, p. 19–22.

5. Varga L., Horvath E. Evaluation of electronics shielding in micro-satellites. Technical memorandum: DRDC Ottawa TM 2003-017. Defence R&D Canada. Ottawa, 2003. 25 p.

6. Khaffner Dzh. *Yadernoe izluchenie i zashchita v kosmose* (Nuclear radiation and protection in space). Moscow, Atomizdat, 1971, 320 p.

7. Murzin V. S. *Vvedenie v fiziku kosmicheskikh luchey* (Introduction to the physics of rays). Moscow, Atomizdat, 1979, 304 p.

8. The radiation design handbook. ESA PSS-01-609 Issue 1. ESA Publications Division, ESTEC, Noordwijk, 1993. 445 p.

© Джур Е. А., Санин А. Ф., Божко С. А., Андрианов А. Ю., Белоус В. А., Рыбка А. В., Захарченко А. А., Борисенко В. Н., Зиновьев А. М., Кузнецов А. П., Плисак Ю. В., 2013

УДК 629.78.064.56

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПРИ КОМПЛЕКСНЫХ ПРОВЕРКАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НА ЭТАПЕ НЭО

И. В. Романенко, В. В. Двирный, В. А. Куклин, М. Д. Перминов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: ivrmail@mail.ru

Рассматривается один из этапов проектирования космического аппарата – моделирование функционирования трансформируемых механических устройств в условиях имитации невесомости на этапах наземной экспериментальной отработки. Описан процесс создания расчетной модели испытываемых механических устройств космического аппарата, а также расчетной модели испытательного оборудования для проведения наземной экспериментальной отработки. Приведены результаты расчета параметров функционирования крыла солнечной батареи при раскрытии в условиях невесомости и при раскрытии на этапе испытаний. Проведена оценка степени влияния системы обезвешивания на параметры функционирования крыла батареи солнечной. Описаны способы минимизации сопротивления системы обезвешивания раскрытию крыла батареи солнечной. Сделан вывод о дальнейшем применении созданных расчетных моделей для последующих расчетов динамики раскрытия крупногабаритных трансформируемых механических систем.

Ключевые слова: космический аппарат, крупногабаритные трансформируемые механические системы, наземная экспериментальная отработка, моделирование.

DEPLOYMENT DYNAMICS MATHEMATICAL MODELS USED FOR THE OVERSIZED TRANSFORMABLE MECHANICAL SYSTEMS DURING ON-GROUND COMPLEX FUNCTIONAL TESTS

I. V. Romanenko, V. V. Dvirnyy, V. A. Kuklin, M. D. Perminov

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: ivrmail@mail.ru

The article describes one of the satellite design stages, i.e. modeling of the transformable mechanisms functionality during on-ground tests under zero-gravity conditions and contains a description of the modeling process used to calculate satellite mechanisms under test and test equipments used for the on-ground tests. The results of solar array functioning parameters calculation during opening in zero-gravity conditions and on test stage are presented. The evaluation degree of zero-gravity system impact on solar array functioning parameters is made. The ways of zero-gravity
system resistance minimization are described and the conclusion about further use of the created calculation models for following calculations of opening dynamics of oversized transformable mechanical systems is made.

Keywords: spacecraft, oversized transformable mechanical systems, on-ground test, modeling.

Механические системы космического аппарата, такие как трансформируемый рефлектор, либо крыло солнечной батареи являются одним из важнейших элементов спутника. Для успешного раскрытия механических систем спутника на орбите в условиях невесомости необходимо на стадии наземной отработки провести ряд испытаний, одним из которых является проверка функционирования механических устройств [1].

Задача этих испытаний в том, чтобы проверить правильность заложенных конструкторских решений:

– соблюдение логики раскрытия;

– зачековку устройств в рабочем положении;

– превышение движущих сил над силами сопротивления в шарнирных узлах (ШУ) устройств гарантирующее раскрытие.

Для имитации условий невесомости во время проверки функционирования механических систем используется система обезвешивания.

Для обеспечения качества проводимых испытаний возникает необходимость в их предварительном анализе, оценке степени влияния испытательного оборудования на процесс раскрытия проверяемой механической системы до начала самих испытаний.

Задачи анализа:

– проверить соблюдение логики раскрытия механической системы на стенде обезвешивания;

– определить параметры движения звеньев механической системы, такие как время раскрытия в рабочее положение, угловые скорости при раскрытии на стенде обезвешивания и сравнить их с параметрами, рассчитанными при раскрытии в невесомости;

– определить перечень параметров стенда, которые существенно влияют на процесс раскрытия механической системы;

– выбрать способы уменьшения влияния испытательного оборудования на процесс раскрытия механической системы;

– обосновать применимость выбранной схемы обезвешивания для решения задач НЭО.

В данной работе рассмотрены вопросы создания математической модели крыла батареи солнечной (БС) спутника Глонасс-К2 на универсальном стенде обезвешивания ОАО «ИСС».

Крыло БС состоит из пяти звеньев: трех панелей, рамы и штанги. Раскрытие происходит при помощи пружинных приводов, установленных в шарнирных узлах. Основной характеристикой надежности раскрытия крыла БС является остаточный движущий момент в пружинном приводе, т. е. момент в пружинном приводе за вычетом всех моментов сопротивления движению.

Стенд обезвешивания состоит из силового основания и двухстепенных кареток, которые движутся по направляющим. При помощи тросов звенья механической системы подвешиваются к кареткам. Поддержание усилия обезвешивания в процессе развертывания механической системы на стенде с требуемой точностью обеспечивается пружинами, установленными в составе вывесок. Крыло БС «Глонасс-К2» на стенде обезвешивания показано на рис. 1.

Потенциальная энергия пружинных приводов крыла БС во время наземных испытаний частично затрачивается на преодоление сил трения в механизмах стенда обезвешивания, на приведение в движение элементов стенда обезвешивания и на преодоление аэродинамического сопротивления движению панелей БС.

Оценить потери энергии аналитическими методами можно лишь в первом приближении, поскольку достаточно сложно учесть влияние всех факторов, оказывающих сопротивление раскрытию крыла БС, в их взаимосвязи. В реальной механической системе также существуют такие факторы сопротивления как инерционность подвижных объектов стенда, их «запаздывание» за движением обезвешиваемого звена; колебания подвижных объектов стенда; изменения обезвешивающего усилия в пружинах из-за невертикальности троса, на котором подвешены звенья механической системы и другие.

Определить влияние этих факторов на параметры развертывания крыла БС на испытательном стенде можно, смоделировав процесс при помощи современного программного комплекса для проведения динамических расчетов многокомпонентных механических систем. В настоящей работе был использован программный комплекс Эйлер 8.

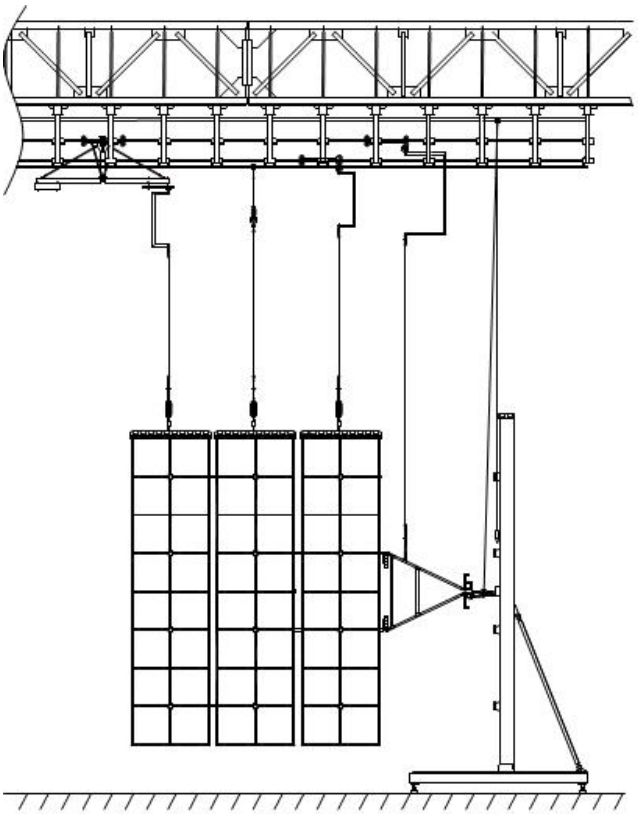


Рис. 1. Крыло БС «Глонасс-К2» на стенде обезвешивания

Процесс моделирования был выполнен в следующей последовательности:

– исследование исходной механической системы (крыла БС и испытательного стенда);

– формирование геометрической модели в программном комплексе;

– задание массово-инерционных характеристик объектов модели;

– задание взаимосвязей между объектами модели;

– задание всех активных сил.

Модель крыла БС представлена абсолютно жесткими телами, соединенными кинематически шарнирами с одной вращательной степенью свободы. Модель стендового оборудования представлена абсолютно жесткими телами, соединенными кинематически шарнирами с одной линейной степенью свободы.

Основные проблемы, усложняющие моделирование раскрытия крыла БС на стенде:

– моделирование работы системы синхронизации штанги и рамы крыла БС;

– моделирование процесса трения между подвижными объектами стенда;

– расчет потери энергии крыла БС на преодоление трения в объектах стенда и преодоление аэродинамического сопротивления на протяжении всего этапа раскрытия.

Система синхронизации раскрытия смоделирована при помощи двух стандартных силовых элементов ПК Эйлер 8 типа «момент по датчикам на две точки». Один момент прикладывается в ШУ штанги БС, второй с противоположным знаком прикладывается в ШУ рамы БС. Для определения значения момента в программном комплексе создана функция, которая описывается следующим законом:

$$M_{cc} = C_{cc} \cdot R_i(\varphi_1 \cdot R_1 - \varphi_2 \cdot R_2),$$

где C_{cc} – жесткость каната системы синхронизации; φ_1, φ_2 – углы раскрытия ШУ штанги и ШУ рамы соответственно; R_1, R_2 – радиусы роликов системы синхронизации в ШУ штанги и ШУ рамы соответственно. Значения углов φ_1, φ_2 определяются в программном комплексе в каждый момент времени раскрытия крыла БС.

Во встроенном в программный комплекс силовом элементе, описывающем процесс трения, сила трения зависит только от линейной скорости объектов и заданного коэффициента сопротивления. Данный силовой элемент в полной мере не описывает процесс трения. Поэтому в настоящей работе в программный комплекс была заведена функция, в которой сила трения зависит от нормальной составляющей реакции между объектами и коэффициента трения. Реакция в разработанной модели определяется в каждый момент времени раскрытия крыла БС при помощи датчика типа «силовой фактор от шарнира».

В процессе раскрытия крыла БС на стенде обезвешивания в воздушной среде энергетика, заложенная в пружинных приводах, теряется на преодоление трения в каретках стенда, на приведение их в движение и на преодоление аэродинамического сопротивления. В программный комплекс были созданы функции для определения этих потерь энергии.

Силы аэродинамического сопротивления в программном комплексе задаются при помощи стандартного силового элемента. Аэродинамическая сила в нем считается по известным законам.

В программном комплексе были созданы функции для определения дополнительного момента сопротивления в ШУ крыла БС от сил трения в каретках стенда обезвешивания.

После создания всех необходимых геометрических тел, задания их массово-инерционных характеристик, силовых элементов и взаимосвязей между ними проведен динамический расчет. Расчет проведен с использованием встроенного в программный комплекс численного метода интегрирования Рунге-Кутта шагом интегрирования 0,0001 с. Готовая к началу расчета модель крыла БС на стенде обезвешивания представлена на рис. 2.

Проведенный расчет раскрытия крыла БС на стенде обезвешивания показал, что все ШУ крыла БС зачековываются, логика раскрытия не нарушается. Таким образом, одна из задач расчета выполняется. В табл. 1 приведено время зачековки каждого ШУ крыла БС при раскрытии в условиях невесомости и при раскрытии на испытательном стенде.

По результатам расчета получены графики угловых скоростей раскрытия каждого звена крыла БС. Из графиков можно сделать вывод, что раскрытие крыла БС замедлилось в 2 раза по сравнению с расчетом раскрытия крыла БС в условиях невесомости. Это произошло за счет потерь энергии раскрытия на преодоление сил трения в каретках стенда обезвешивания, на приведение в движение кареток стенда, имеющих определенную массу, и потерь на преодоление сил аэродинамического сопротивления.

По результатам расчета были получены графики момента сопротивления в каждом ШУ крыла БС от сил трения в каретках стенда обезвешивания. Разница между движущим моментом в пружинном приводе и моментом сопротивления в ШУ крыла БС является остаточным движущим моментом. В табл. 2 приведены максимальные значения момента сопротивления от сил трения в каретках и движущего момента в пружинном приводе для каждого ШУ.

Наибольший момент сопротивления от сил трения в каретках (1,7 Нм) действует в ШУ рамы БС. Основной вклад в величину момента вносят усилия трения, возникающие при движении кареток в продольном направлении.

Уменьшить величину момента сопротивления в ШУ рамы БС можно применив компенсационные грузы. Грузы крепятся к кареткам при помощи нити и в процессе раскрытия создают усилие противоположное силе трения. При помощи грузов компенсируется 90 % от усилия трения в продольном направлении.

Грузы для компенсации сил трения в поперечном направлении применять нельзя, потому что в поперечном направлении каретки совершают во время раскрытия реверсивное движение. Грузы компенсируют силу трения только в одном направлении, в обратном направлении они оказывают дополнительное сопротивление движению каретки.

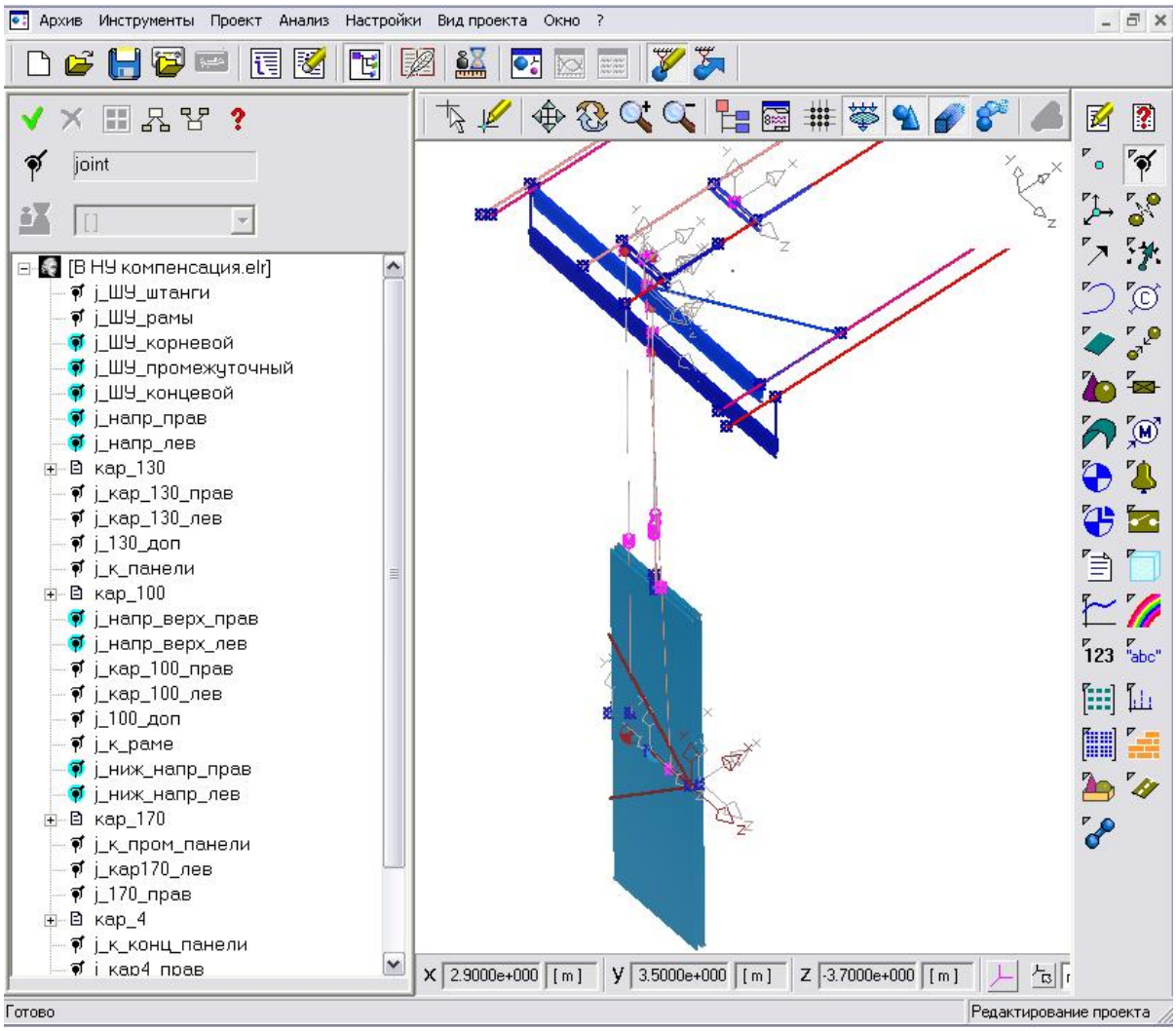


Рис. 2. Модель крыла БС на стенде обезвешивания в программном комплексе Эйлер 8

Таблица 1

Время зачековки ШУ крыла БС по результатам моделирования

Шарнирный узел	Раскрытие в невесомости, с	Раскрытие на стенде, с
Штанги БС	3,2	6,0
Рамы БС	3,2	6,0
Корневой панели	6,1	12,0
Промежуточной панели	8,6	19,6
Концевой панели	10,8	24,5

Таблица 2

Максимальные значения моментов в ШУ крыла БС по результатам расчета

Шарнирный узел	Момент сопротивления от сил трения в каретках, Нм	Движущий момент в пружинном приводе, Нм
Штанги БС	0,7	3,8
Рамы БС	1,7	5,3
Корневой панели	0,7	3,5
Промежуточной панели	0,4	3,0
Концевой панели	0,2	3,0

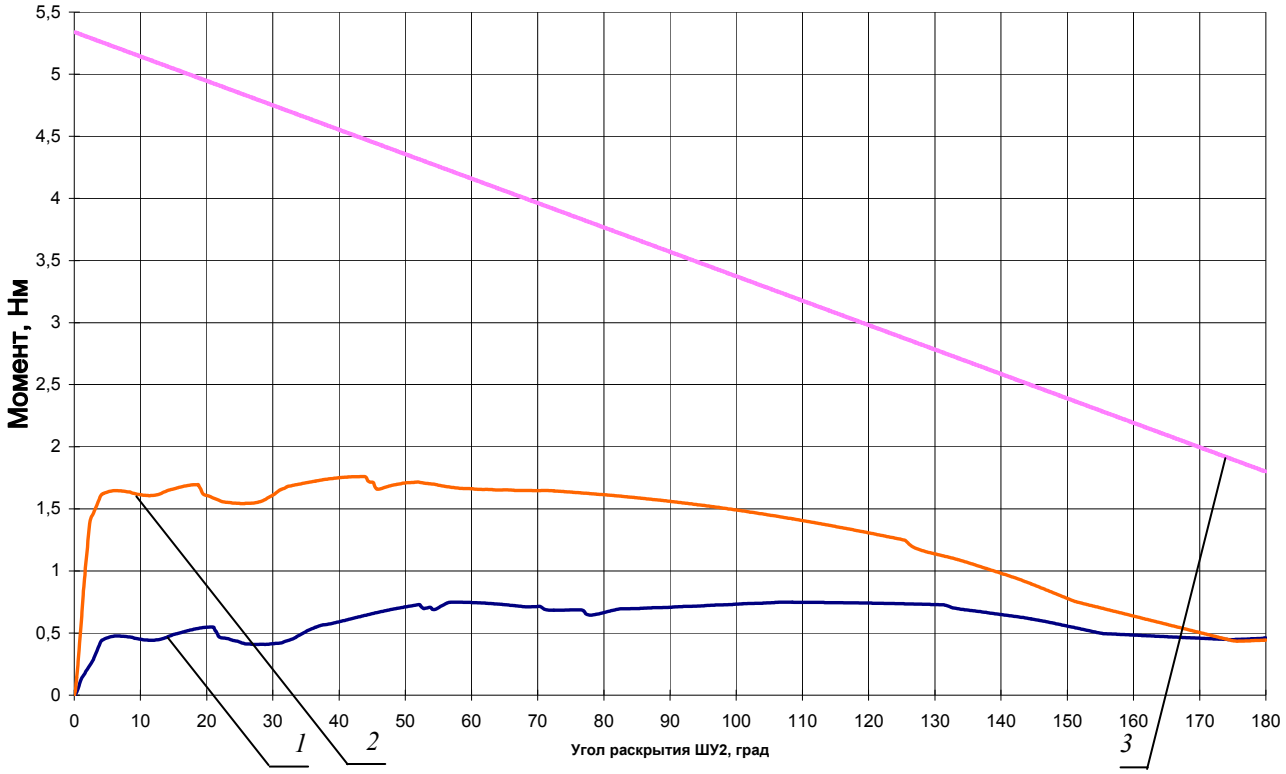


Рис. 3. Моменты в ШУ рамы БС по результатам расчета:
1 – момент сопротивления от сил трения в каретках стенда при раскрытии с применением компенсационных грузов;
2 – момент сопротивления от сил трения в каретках стенда при раскрытии без применения компенсационных грузов;
3 – движущий момент в ШУ

На рис. 3 представлен график движущего момента в пружинном приводе и момента сопротивления от сил трения в каретках стенда при раскрытии с применением и без применения компенсационных грузов. Как видно из графика применение компенсационных грузов позволило уменьшить момент сопротивления от сил трения в каретках стенда более чем в 2 раза. Наибольший момент сопротивления от сил трения в каретках составил 0,7 Нм.

По результатам расчета определены потери энергии раскрытия крыла БС. Суммарные потери энергии составляют порядка 70 % от энергии раскрытия в каждом ШУ крыла БС, из них 45 % приходится на инерционность кареток, 16 % приходится на преодоление сил аэродинамического сопротивления раскрытию панелей крыл БС и 9 % приходится на преодоление сил трения в каретках стенда. Большие потери энергии на инерционность кареток стенда обезвешивания обусловлены высокой скоростью движения звеньев крыла БС и, как следствие, высокой скоростью движения кареток. Таким образом, большие потери энергии на инерционность кареток стенда обезвешивания обусловлены кинематикой раскрытия крыла БС, значительно их снизить не представляется возможным.

В задачи испытаний по проверке функционирования механических устройств не входит достижение максимальных угловых скоростей звеньев или максимальной кинетической энергии раскрытия крыла БС. Поэтому частичной потерей энергии движения крыла БС при проведении данного вида испытаний можно пренебречь.

По результатам моделирования процесса раскрытия крыла БС «Глонасс-К2» на универсальном стенде обезвешивания определено, что логика раскрытия подтверждается и зачековка всех ШУ выполняется. По результатам расчета моменты сопротивления от сил трения в каретках составляет порядка 10–18 % от движущего момента в пружинных приводах крыла БС. Движущие моменты во всех ШУ превышают силы сопротивления на протяжении всего раскрытия. Значит, задачи испытаний по проверке функционирования механических устройств крыла БС «Глонасс-К2» с использованием выбранного стендового оборудования будут выполнены.

Созданная в программном комплексе Эйлер 8 модель крыла БС «Глонасс-К2» и универсального стенда обезвешивания должна пройти полную верификацию на испытаниях по проверке функционирования механических устройств данного крыла БС. Однако, модель универсального стенда обезвешивания и функции, описывающие процессы трения были верифицированы при испытаниях по проверке функционирования механических устройств крыла БС КА «Экспресс-АМ5». Погрешность расчета по определению времени и угловой скорости раскрытия элементов крыла БС составила 7 %. Погрешность расчета по определению энергии сил сопротивления стендового оборудования

составила 3 %. Достигнутая сходимость результатов расчета и испытаний позволяет использовать созданную модель для расчетов раскрытия крыла БС «Глонасс-К2» и других аналогичных крыльев БС на универсальном стенде обезвешивания.

Использование программного комплекса позволило получить численные величины влияния универсального стенда обезвешивания на процесс раскрытия в каждый момент времени раскрытия крыла БС. При этом все заданные условия испытаний были учтены в их взаимосвязи, что позволило получить более точный результат по сравнению с аналитическими методами расчета.

Созданная в программном комплексе Эйлер 8 расчетная модель универсального стенда, а также созданные пользовательские функции являются основой для моделирования процесса раскрытия различных трансформируемых механических систем и также могут быть использованы для расчета процесса раскрытия крыльев БС различной конфигурации и массово-габаритными характеристиками.

Библиографические ссылки

1. Тестоедов Н. А. Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. 152 с.

References

1. Testoedov N. A. *Jeksperimental'naja otrabotka kosmicheskih apparatov na mehanicheskie vozdejstvija* (Experimental method of spacecrafts for mechanical actions). Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, 2008. 152 p.

© Романенко И. В., Двирный В. В., Куклин В. А., Перминов М. Д., 2013

УДК 621.396.67

НАСТРОЙКА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ РЕФЛЕКТОРОВ ЗОНТИЧНОГО ТИПА В ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

А. Н. Климов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: Klimoff@inbox.ru

Разработана методика настройки крупногабаритного трансформируемого рефлектора зонтичного типа в динамической системе координат отслеживающей поведение всего силового каркаса рефлектора и подстраивающейся под его геометрию.

Данная методика позволяет получить радиотражающую поверхность и конфигурацию силового каркаса наиболее приближенных к номиналу.

Ключевые слова: динамическая система координат.

TUNING OF OVERSIZED TRANSFORMABLE UMBRELLA-TYPE REFLECTORS IN DYNAMIC COORDINATE SYSTEM

A. N. Klimov

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: Klimoff@inbox.ru

The paper describes an innovative method of oversized transformable umbrella-type reflectors tuning in dynamic coordinate system tracing the reflector bearing structure behavior and adjusting to its geometry.

The method enables to create a radio reflecting surface and a structure configuration closest to nominal value.

Keywords: dynamic coordinate system.

Постоянно растущая потребность в космических аппаратах спутников связи, навигации и геодезии, все актуальнее ставит проблему создания сетчатых трансформируемых рефлекторов работающих на больших частотах. Разработка технологии производства крупногабаритных трансформируемых сетчатых рефлекторов активно развивается на предприятии ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева.

Поскольку габариты рефлектора диаметром 12 м и более велики по сравнению с длиной волны (S-диапазон), то отражающую поверхность сетчатого рефлектора можно считать оптической поверхностью. Поэтому на практике можно использовать законы

и методы геометрической оптики. Таким образом, зеркало рефлектора является конечной оптической компонентой, которая преобразует плоский волновой фронт падающего луча в сферический. При этом, размер падающего волнового фронта сжимается и направляется на облучатель.

В теории антенных допусков Ruze отклонение любой точки поверхности рассматривается как случайная выборка из простого гауссового распределения с нулевым средним и стандартным отклонением, равным СКО поверхности рефлектора.

При таких предположениях, коэффициент эффективности η_r для учета фактора фазовых погрешностей вследствие случайных отклонений отражающей поверхности представляют в виде «формулы Ruze»:

$$\eta_r = e^{-(4\pi\delta_{rms}/\lambda)^2} \quad (1)$$

где δ_{rms} – стандартное отклонение от проектного параболоида в направлении нормали к поверхности.

Отношение $\frac{\delta_{rms}}{\lambda}$ в формуле (1) указывает на то, что антенна предназначена для работы в области высоких частот и становится чувствительной к погрешностям формы отражающей поверхности. Формула представляет собой аппроксимацию эффектов случайных погрешностей на характеристики системы параболического рефлектора. При проектировании любой антенны с параболическим зеркалом допустимые погрешности поверхности и конструкции в целом должны быть однозначно определены для обеспечения требований по радиотехническим характеристикам конкретной антенной системы. Для уменьшения фазовых погрешностей необходимо уменьшать отклонения точек поверхности относительно отсчетной конфигурации (проектного параболоида).

При настройке радиотражающей поверхности рефлектора, приведённого на рис. 1, относительно его фланца, проблема заключается в «перекладывании» всего рефлектора, т. е. изменение усилия в вантовой системе одного сектора при итерациях регулировки, приводит к изменению положения диаметральнорасположенного сектора, что в свою очередь не позволяет настроит рефлектор отвечающий требованиям КД.

Задачей научного изыскания является разработка методики, которая бы позволила настроить рефлектор отвечающий требованиям КД за минимальное количество итераций.

Рассмотрим силы действующие в двух диаметрально расположенных лентах силового каркаса.

$\sum_{n=1}^{n} F_n = 0$ – основное уравнение статики.

При $|F_1| = |F_2|$ момент = 0, в противном же случае, при $|F_1| \neq |F_2|$ возникает изгибающий момент $|M| = L(F_1 - F_2)\sin\alpha$, который в свою очередь уводит штангу из состояния устойчивого равновесия на угол $\gamma = \mathrm{arctg}\left(\frac{L(F_1 - F_2)\sin\alpha}{G}\right)$, – «перекладывание» рефлектора относительно фланца, где G – жесткость штанги; L – ее длина;α – угол между мачтой и лентой.

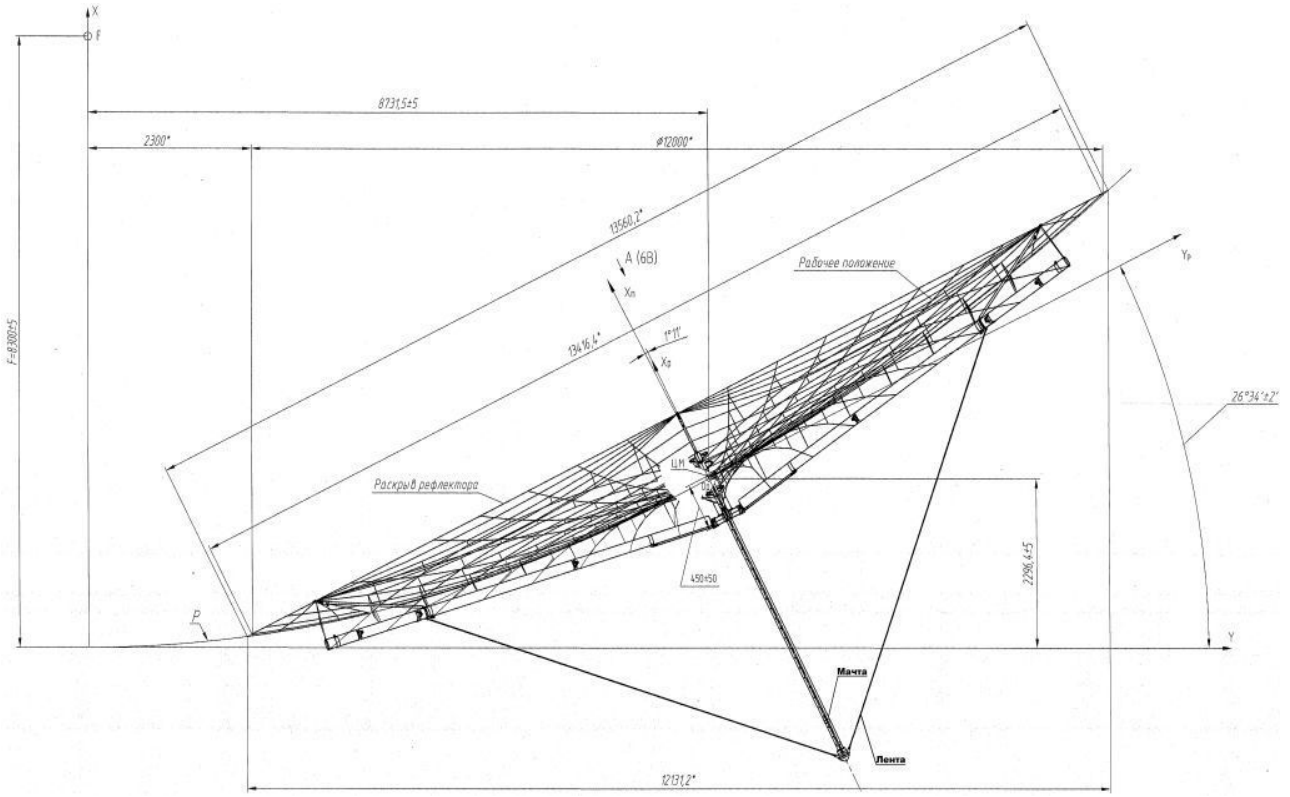


Рис. 1. Трансформируемый рефлектор зонтичного типа

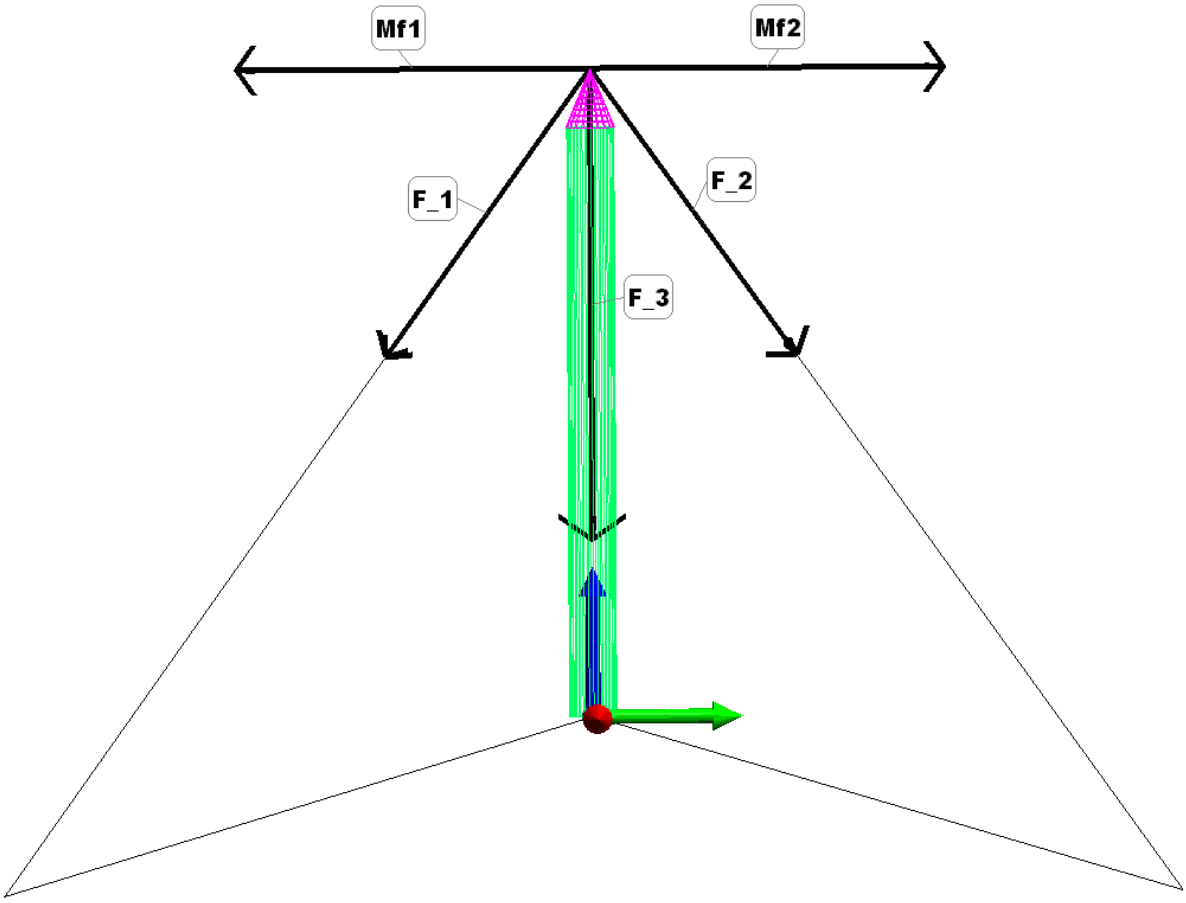


Рис. 2. Силы силового каркаса

Смещение же в системе координат будут выглядеть следующим образом:

$$\left\{\begin{array}{l} \Delta Y = \dfrac{L^2(F_1 - F_2)\sin\alpha}{G} \\ \Delta Z = \dfrac{L^2(F_1 - F_2)\sin\alpha}{G} \end{array}\right\} \qquad (2)$$

При скомпенсированных усилиях при $\sum_{i=1}^{12} F_i = 0$ смещение мачты будет определяться лишь люфтом в основании мачты. Таким образом, создаётся «мертвая зона» представляющая коническую область. Уравнение (2) характеризует имеющееся смещение мачты как результат некомпенсированных сил.

Таким образом, заранее назначая координаты конца мачты $\{X; Y = 0;\ Z = 0\}$ получаем новую систему координат с началом в центре фланца и осью –OX направленной по оси мачты. Полученная система координат является динамической и отслеживает все внутренние силы рефлектора, подстраивается под конфигурацию силового каркаса, позволяет выявить локальные отклонения радиотражающей поверхности от номинального параболоида.

На рис. 3–5 изображены векторные отклонения измеренных точек радиотражающей поверхности рефлектора от различных геометрических поверхностей.

Отклонение измеренных точек от динамической поверхности, привязанной к силовому каркасу рефлектора, описывает истинное состояние радиотражающей поверхности на данном этапе настройки.

На рис. 6 приведен график, который одновременно отображает три значения СКО рефлектора при итерациях настройки радиотражающей поверхности. Как видно из графика, метод настройки в динамической системе координат позволяет настроить рефлектор из состояния с СКО > 7 мм до состояния с СКО < 1 мм, за 30 итераций, но следует отметить, что методика настройки в динамической системе координат только отрабатывалась и поэтому значения, выдаваемые на регулировку вантовой системы рефлектора, половинились. Таким образом настроить рефлектор, применяя динамическую систему координат, возможно за 5–8 итераций.

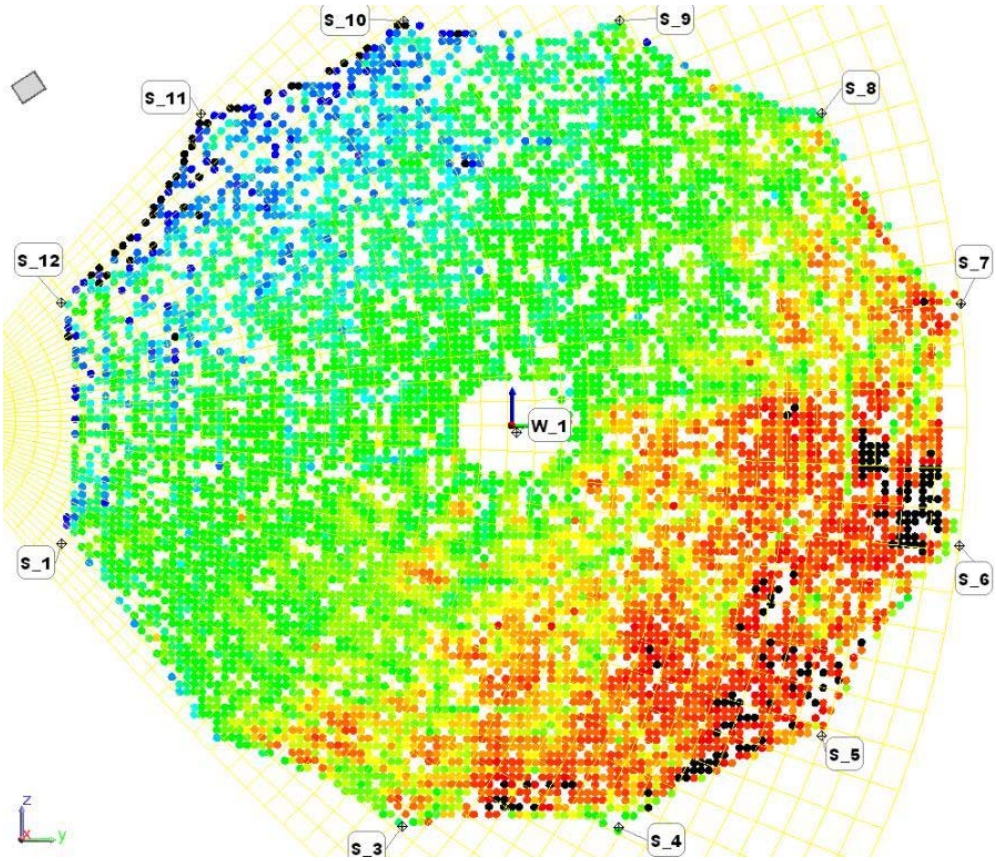


Рис. 3. Отклонение измеренных точек от теоретической поверхности

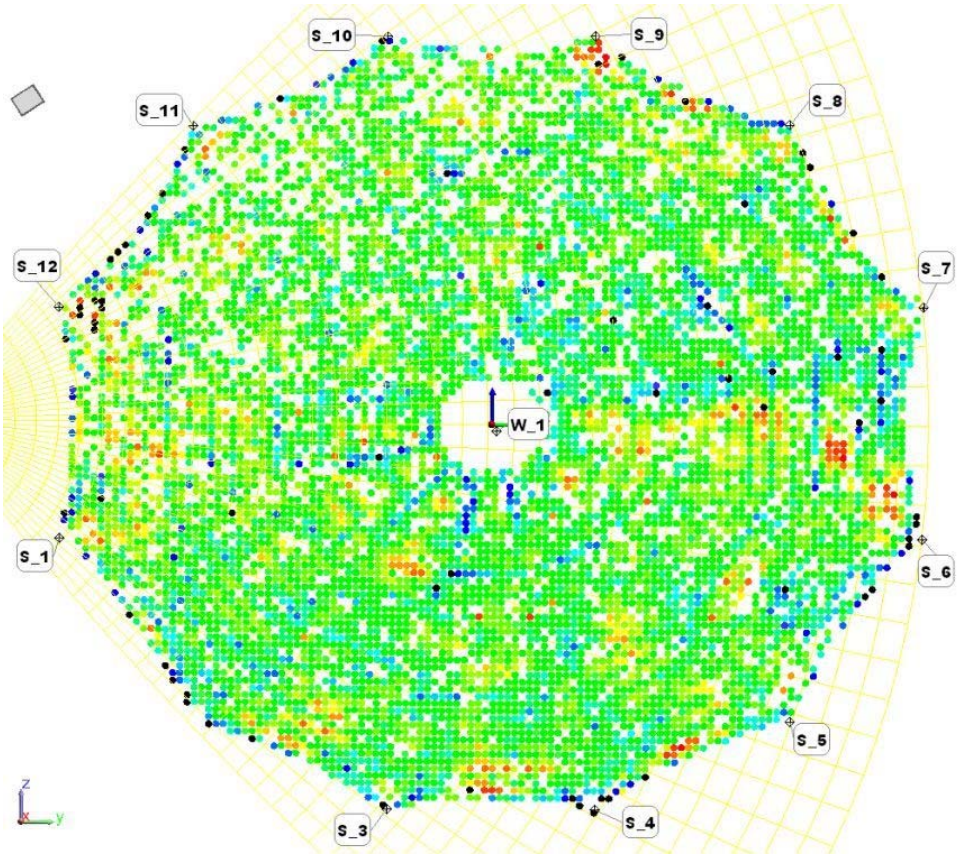


Рис. 4. Отклонение измеренных точек от параболоида наилучшего соответствия (ПНС)

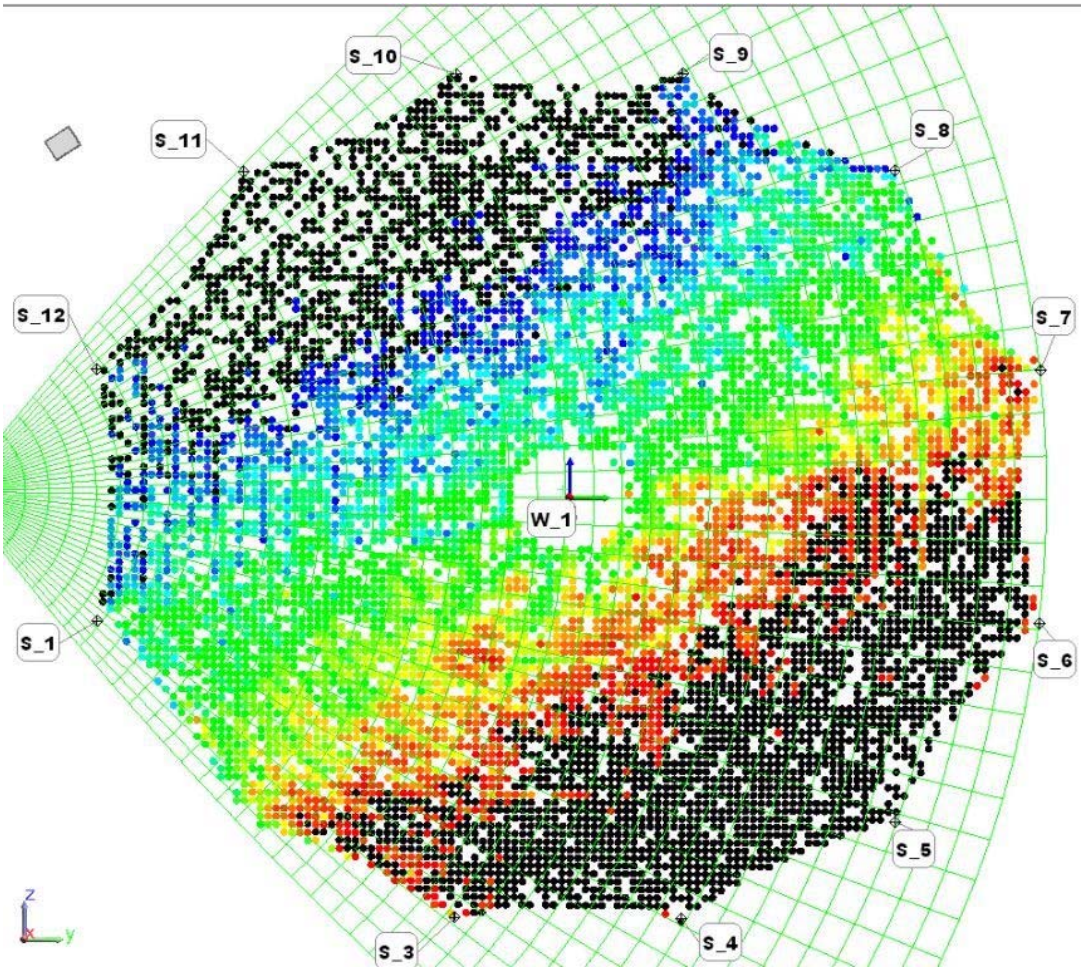


Рис. 5. Отклонение измеренных точек от динамической поверхности (ПСК)

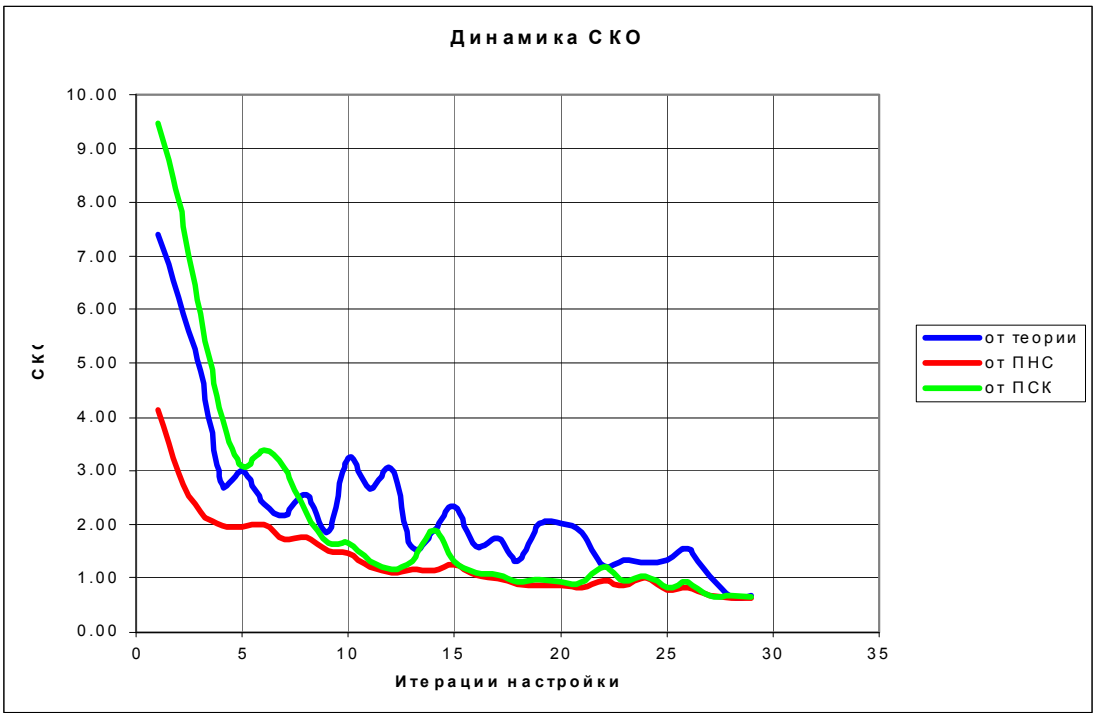


Рис. 6. Динамика СКО при настройке формы рефлектора

Рис. 7. Динамика СКО при разных методах настройке формы рефлектора

Наклон рефлектора вокруг осей OY и OZ легко убирается посредством изменения усилий в радиальных лентах формообразующей структуры. Характерным всплеском СКО на рис. 7 является 10 и 13-я итерации.

Если же настраивать рефлектор базируясь только на его фланце, то перераспределяющиеся усилия в формообразующей структуре не позволяют снизить СКО до требований КД (рис. 7).

Таким образом:

1. Разработана методика настройки крупногабаритного трансформируемого рефлектора зонтичного типа в динамической системе координат, отслеживающей поведение всего силового каркаса рефлектора и подстраивающейся под его геометрию.

2. Данная методика позволяет получить радиотражающую поверхность и конфигурацию силового каркаса наиболее приближенных к номиналу.

© Климов А. Н., 2013

УДК 62.83

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ ЛИНЕЙНЫХ ПРИВОДОВ ДЛЯ ШЕСТИСТЕПЕННОГО МЕХАНИЗМА ТИПА «ГЕКСАПОД» КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

С. О. Бойко, С. А. Комаров, С. Г. Харитонов, Е. А. Улыбушев, А. В. Леканов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: boyko@iss-reshetnev.ru

Рассматривается задача создания конструкций высокоточных линейных приводов, которые могут быть использованы в шестистепенных приводах типа «гексапод». Тема заключается в изучении точностных характеристик линейных приводов в зависимости от типа примененной линейной передачи. Представлены конструкции, основанные на следующих типах линейных передач: на передаче винт-гайка, роликовинтовой передаче, шариковинтовой передаче, волновой винтовой передаче, упругой системе перемещений. Получены некоторые результаты, которые позволяют говорить о достоинствах и недостатках перечисленных конструкций, и представлены основные характеристики как изготовленных, так и проектных линейных приводов. Получены

результаты, позволяющие говорить о возможности создания линейного привода на основе роликовинтовой передачи, обеспечивающего минимальный шаг перемещения до 0,002 мм. Прототип данной передачи был создан и испытан в ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». Результаты могут быть применены в области механизмов юстировки антенно-фидерных устройств космических аппаратов.

Ключевые слова: привод, линейный, гексапод.

DEVELOPMENT OF HIGH-PRECISION LINEAR ACTUATORS FOR SIX-AXIS MEXHANISM OF "HEXAPOD" TYPE

S. O. Boyko, S. A. Komarov, S. G. Haritonov, E. A. Ulybushev, A. V. Lekanov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia E-mail: boyko@iss-reshetnev.ru

This article considers the problem of development of a high-precision linear actuator, which can be used in six-axis mechanisms of "hexapod" type. The main goal is to study the accuracy characteristics of the linear actuators depending on a linear drive applied. Design configurations based on such drive types, as: nut screw, roller screw, ball screw, wave screw drive, flexible displacement system, are presented. The results obtained demonstrate advantages and disadvantages of the above mentioned design configurations and show basic characteristics of both manufactured and prospective linear actuators. The results obtained demonstrate the possibility of development of a linear actuator based on roller screw, which provides for minimal step width up to 0,002 mm. A prototype of this linear actuator was created and tested in the Joint-stock Company "Academician M.F. Reshetnev "Information Satellite Systems". The results can be applied in the sphere of adjusting mechanisms of antenna-feeder devices of spacecrafts.

Keywords: actuator, linear, hexapod.

В современной космической технике имеется большое количество задач, в которых требуется применение высокоточных линейных приводов. Подобные устройства должны обеспечивать:

– высокую точность отработки заданного закона движения;

– высокую жесткость;

– высокую дискретность перемещения.

В настоящее время всё большее предпочтение отдается электромеханическим приводам. Это вызвано следующими его достоинствами:

– универсальность;

– простота устройства;

– легкость;

– возможность работы в экстремальных внешних условиях.

Одной из важнейших составляющих механической части является линейная передача, которая обеспечивает преобразование вращательного движения вала двигателя в поступательное движение выходного звена. На сегодняшний день запатентовано много различных линейных передач, каждая из которых имеет определённые достоинства и недостатки. Наиболее известными являются:

– передача винт-гайка;

– роликовинтовая передача (РВП) [1];

– шариковинтовая передача (ШВП) [2];

– волновая винтовая передача (ВВП) [3];

– упругая система перемещения (УСП) [4].

Типовые конструкции передач типа винт-гайка, РВП, ШВП достаточно подробно рассмотрены в работах [5; 6]. В данных работах представлены чёткая классификация линейных механических передач, методики расчёта, рассмотрены их достоинства и недостатки. Следует отметить, что во Владимирском государственном университете, представителем которого являлся В. В. Козырев, существует достаточно большое количество наработок в части высокоточных линейных передач и приводов. В частности, в качестве разработок владимирского государственного университета указывается привода на основе РВП с длинными резьбовыми роликами, обеспечивающими погрешность перемещения выходного звена 0,002 мм на один виток резьбы винта при теоретической дискретности 0,1 мкм. Однако, в составе КА более предпочтительно применение планетарной или рециркуляционной РВП чем РВП с длинными резьбовыми роликами, так как это ведёт к упрощению конструкции, снижению массы и габаритов линейного привода.

Разработкой теории проектирования и расчета и обзором существующих конструкций ВВП достаточно плотно занимались в 70–80-х гг. научные работники Красноярского политехнического института во главе с В. А. Турышевым. Полученные результаты представлены в работе [7]. В данной работе представлены классификация ВВП, методика расчёта, рассмотрены их достоинства и недостатки. Представленные данные позволяют говорить о перспективности применения подобных передач, так как они могут обеспечить осевое перемещение винта равное 0,001…0,01 мм за один оборот генератора волн при высокой нагрузочной способности. Еще одним достоинством ВВП является возможность уменьшения осевых габаритов линейного привода. Главным недос-

татком ВВП является необходимость обеспечения комплекса мер для снижения износа в сопрягаемых резьбовых поверхностях (выбор формы профиля резьбы, подбор смазочного материала, ограничение осевой нагрузки, упрочнение поверхностей трения).

Прототип линейной передачи на основе УСП был применен в составе устройства шестистепенного позиционирования космического телескопа «Джеймс Вебб», запуск которого планируется на 2018 г. Главным достоинством УСП является возможность обеспечения высокой дискретности и малой погрешности перемещения. Недостатками данной передачи являются: низкое развиваемое усилие, сложность конструкции, сложность системы управления приводом, однако, для целевой задачи данные недостатки не являются столь существенными.

При создании макета шестистепенного привода типа «гексапод» в ОАО «ИСС» был сконструирован и изготовлен линейный привод (см. рис. 1), в состав которого входили:

– бесколлекторный электродвигатель Maxon EC-32 с датчиком поворота ротора;

– промежуточный цилиндрический редуктор с передаточным отношением 36,68;

– передача типа винт-гайка скольжения с перемещением за один оборот винта 1 мм.

– выходной шток;

– корпус.

Ввиду того, что к макету «гексапода» не предъявлялись высокие требования в части дискретности и погрешности перемещения, в составе его линейных приводов была применена классическая передача винт-гайка скольжения. Для сравнения технических характеристик линейных приводов в случае применения иной линейной передачи были проведены экспериментальные исследования изготовленного привода. В процессе проведения испытаний были получены следующие характеристики:

– развиваемое осевое усилие: 100 кгс;

– диапазон линейного перемещения выходного штока: 200 мм;

– теоретическая дискретность перемещения выходного штока: 0,002 мкм;

– погрешность линейного перемещения выходного штока: ±0,3 мм;

– масса привода: 1200 г;

– габаритные размеры: внешний диаметр – 60 мм, длина – 485 мм.

Как видно из экспериментальных данных, при достаточно высокой теоретической дискретности, применение привода на основе классической передачи винт-гайка скольжения в составе высокоточных механизмов оказалось невозможным из-за высокой погрешности перемещения, которая определялась, главным образом, большим люфтом в зацеплении резьб винт-гайка скольжения. Кроме того, малое число точек контакта в данной передаче ведет к низкой жёсткости, что неприемлемо для высокоточных механизмов.

На основе полученных результатов, можно сделать вывод, что для создания высокоточного линейного привода необходимо использовать в его составе линейную передачу с большим количеством точек контакта и с возможностью выборки люфта в сопряжении резьб винта и гайки. Данному требованию полностью удовлетворяет безлюфтовая роликовинтовая передача с разрезной гайкой, на основе которой был сконструирован и изготовлен высокоточный линейный привод (рис. 2, 3), включающий в себя:

– бесколлекторный электродвигатель Maxon EC-32 с датчиком поворота ротора;

– промежуточный планетарный редуктор, выполненный по схеме 3К с передаточным отношением 37,46 (см. рис. 4);

– рециркуляционную РВП SKF PVK 8x1R 243/347 с перемещением за один оборот винта 1 мм.

– выходной шток;

– корпус.

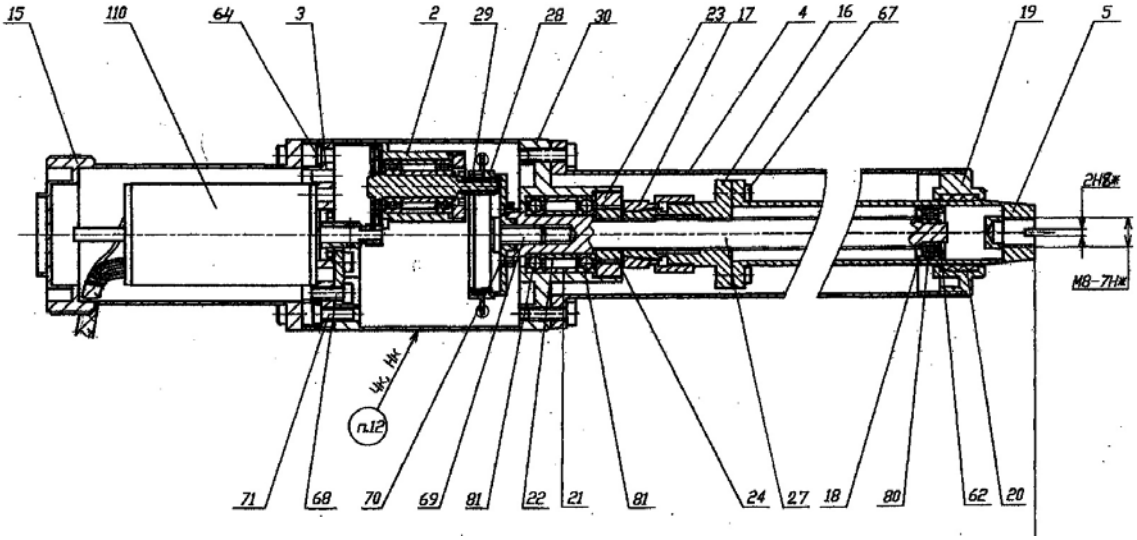


Рис. 1. Общий вид линейного привода для макета шестистепенного привода типа «гексапод»

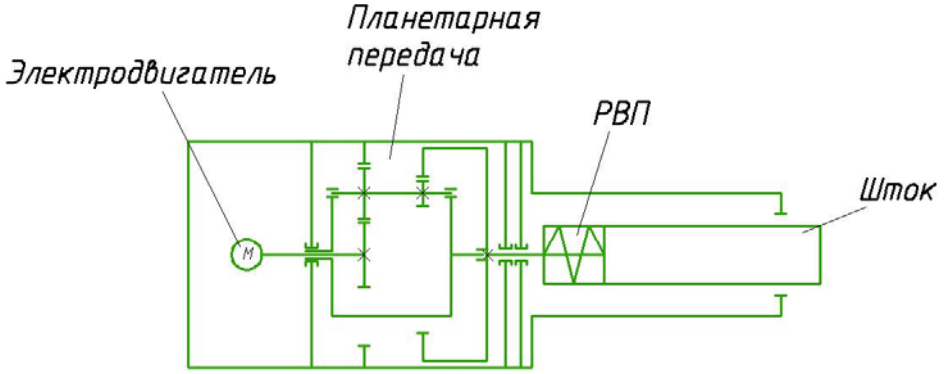


Рис. 2. Кинематическая схема высокоточного линейного привода на основе РВП

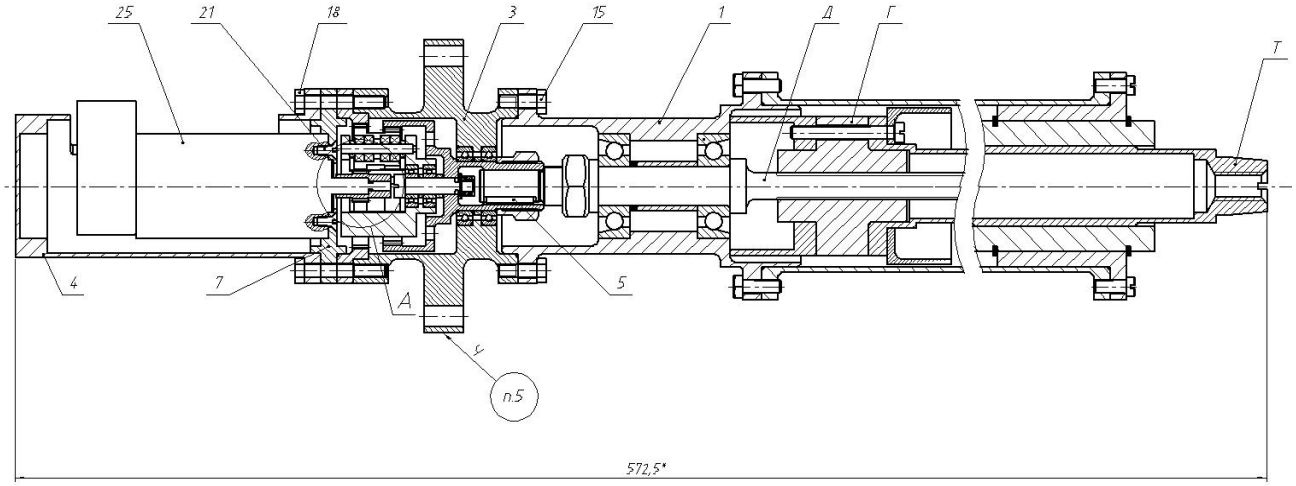


Рис. 3. Общий вид высокоточного линейного привода на основе РВП

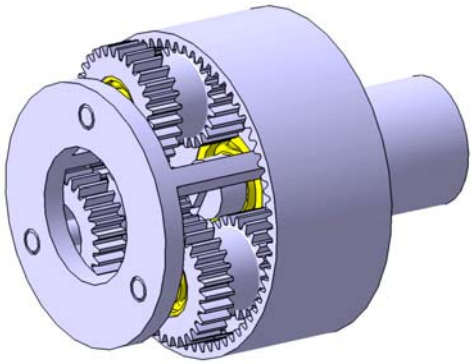


Рис. 4. Планетарный редуктор, выполненный по схеме 3К

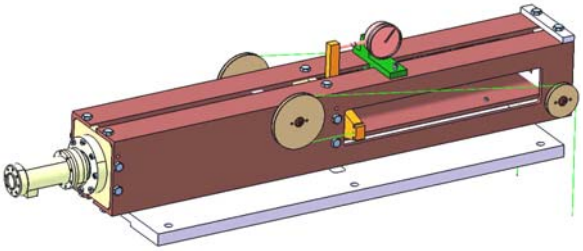


Рис. 5. Измерительный стенд для проверки параметров высокоточного линейного привода

Для обеспечения проведения всего цикла проверок полученного линейного привода был изготовлен измерительный стенд (рис. 5). Данный стенд позволяет прикладывать осевую нагрузку на растяжение и на сжатие и проводить измерения, как с помощью микронного индикатора, так и с помощью интерферометра (рис. 6).

В процессе проведения испытаний были получены следующие характеристики привода:

– развиваемое осевое усилие: 60 кгс;

– диапазон линейного перемещения выходного штока: 197 мм;

– дискретность перемещения выходного штока: 0,002 мм;

– люфт: 0 мм;

– жесткость: 2 Н/мкм;

– масса: 1500 г;

– габаритные размеры: внешний диаметр – 80 мм, длина – 573 мм.

На рис. 7 представлен график зависимости относительной погрешности перемещения выходного штока привода от теоретического перемещения. На участке от 0 до 80 мм погрешность составила ±0,01 мм, однако на участке от 80 мм до 197 мм погрешность резко увеличивается до ±0,04 мм, что можно объяснить погрешностью нарезки резьбы винта. На рис. 8 представлен график зависимости накопленной погрешности перемещения на участке рабочего хода 0–197 мм. Из графика видно, что накопленная погрешность составила 0,35 мм. Исключить данные погрешности можно путём учёта полученного закона изменения накопленной погрешности в блоке управления приводом и установкой датчика угла на винте РВП.

По результатам проверки параметров линейного привода на основе РВП можно сделать вывод о том, что использование РВП с разрезной гайкой вместо винта-гайки скольжения позволяет создать линейный привод с погрешностью перемещения ±0,002 мм, высокими осевой жёсткостью и нагрузочной способностью при условии учёта погрешностей нарезки резьбы в блоке управления приводом и установки датчика угла поворота винта РВП.

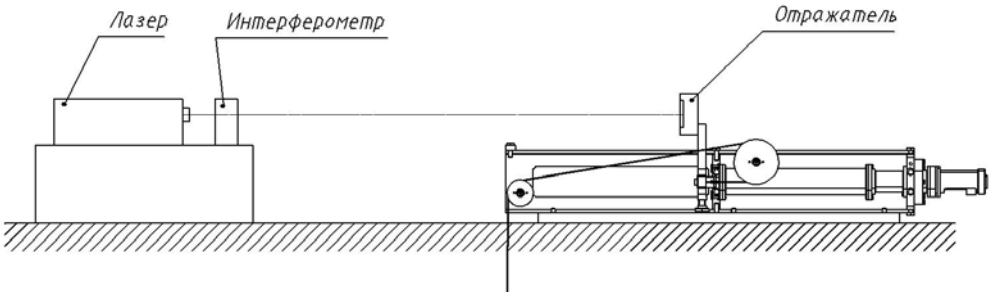


Рис. 6. Схема проведения измерений характеристик линейного привода с помощью интерферометра

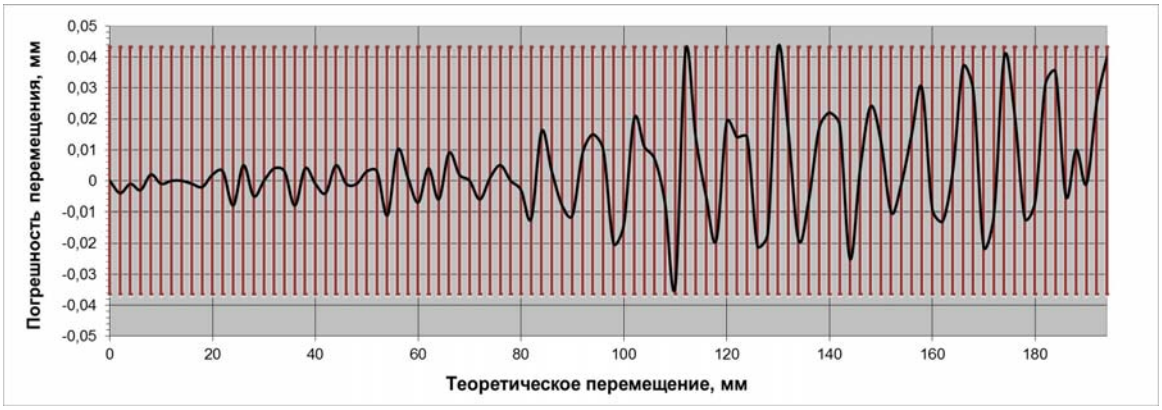


Рис. 7. Зависимость относительной погрешности перемещения выходного штока привода от теоретического перемещения

Рис. 8. Зависимость накопленной погрешности перемещения выходного штока привода от теоретического перемещения

В связи с постановкой задачи создания высокоточного привода для космического телескопа «Миллиметрон», имеющего возможность перемещения выходного звена в пределах 20 мм с точностью ±0,00025 мм, возникает требование к дальнейшему увеличению дискретности и снижению погрешности перемещения линейного привода. Для решения данной задачи использование РВП не представляется возможным из-за невозможности нарезки резьбы такой точности. Для решения данной проблемы предлагается разделить механизм на две части: грубую и точную. Грубая передача будет обеспечивать перемещение на большие расстояния с невысокой точностью, а точная будет использоваться для точной подстройки выходного звена и, как следствие, компенсации неточностей в первой передаче. Взяв за прототип линейную передачу на основе УСП, применённую в составе космического телескопа «Джеймс Вебб», в ОАО «ИСС» в рамках эскизного проектирования высокоточного устройства авторами была разработана линейная передача на основе УСП (рис. 9), а также проведено теоретическое исследование ее характеристик. В результате было выяснено, что применение линейной передачи на основе УСП позволит обеспечить дискретность привода до 0,0005 мм при погрешности перемещения 0,00025 мм. В процессе разработки встают следующие задачи:

– обеспечение необходимой жёсткости привода;

– обеспечение высокого развиваемого усилия;

– исключение мертвого хода привода.

Функционально разработанный линейный привод состоит из:

– электродвигателя;

– шариковинтовой передачи SKF с погрешностью перемещения 0,02 мм;

– точного линейного привода, принцип действия которого основан на упругих свойствах материала;

– штока;

– корпуса.

Точный линейный привод в свою очередь состоит из:

– электродвигателя;

– цилиндрического редуктора;

– УСП.

На этапе проектирования привода возникает ряд проблем, которые связаны с конструкцией точной части привода:

– отсутствие опыта проектирования передач подобного рода;

– выбор схемы упругой части точного привода и ее теоретический силовой расчет;

– обеспечение одновременно высокой точности перемещения, достаточной жесткости и высокого осевого усилия;

– сложность обеспечения обратной связи, в связи с отсутствием линейных датчиков достаточной точности.

Для задач управления линейным приводом подходят либо шаговые, либо бесколлекторные электродвигатели, оснащенные датчиками углового положения ротора. Для грубой части привода возможно использовать либо ШВП, либо РВП, так как они обеспечивают необходимую жесткость, высокую точность перемещения, а также имеют возможность выборки люфта. В составе сконструированного линейного привода используются:

– шаговый электродвигатель грубой передачи Phytron VSH-UNVC;

– шаговый электродвигатель точной передачи Phytron VSH-UNVC;

– шариковинтовая передача SKF грубой передачи с перемещением за один оборот винта 2,5 мм;

– упругая система с перемещением выходного звена на 0,02 мм при повороте входного (кулачка) на угол 50º.

В результате привод будет обладать следующими проектными характеристиками:

– развиваемое усилие – 6 кгс;

– рабочий ход – 20 мм;

– погрешность выдвижения – не более 0,00025 мм;

– дискретность выдвижения – 0,0005 мм;

– вес привода – 850 г.

Таким образом, замена РВП УСП позволяет значительно увеличить дискретность и снизить погрешность перемещения, однако, осевое усилие и осевая жёсткость будут резко снижены ввиду высокой податливости УСП.

В случае необходимости увеличения передаточного числа, а также уменьшения осевых размеров линейной передачи возможна замена РВП на ВВП. На основе методик расчёта, разработанных под руководством В. А. Турышева, была спроектирована высокоточная ВВП (рис. 10) с возможностью выборки зазора в сопряжении резьб винта и гайки, а также проведено теоретическое исследование её характеристик. В состав разработанной ВВП входят:

– бесколлекторный электродвигатель Maxon EC45 Flat, с моментом на выходном валу 1140 гс·см при скорости 5000 об/мин;

– планетарный редуктор, выполненный по схеме 3К с передаточным отношением 37,46;

– волновая винтовая передача (ВВП) с расчётным линейным перемещением гайки относительно винта за один оборот волнового генератора 0,03 мм.

ВВП включает в себя следующие элементы:

– гибкий винт со средним диаметром резьбы в недеформированном состоянии 49 мм;

– жесткую гайку со средним диаметром резьбы 50 мм;

– трехволновой кулачковый генератор, конструкция которого позволяет выбирать зазор в зацеплении резьб винта и гайки. По результатам проведенных проектных работ линейный привод будет обладать следующими характеристиками:

– осевое усилие: 65 кгс;

– диапазон линейного перемещения: 20 мм;

– дискретность перемещения гайки: 0,0008 мм (на 1 оборот выходного вала двигателя);

– жесткость: 2 Н/мкм;

– погрешность линейного перемещения: ±0,003 мм;

– масса привода: 850 г;

– габаритные размеры: внешний диаметр – 66 мм, длина – 123 мм.

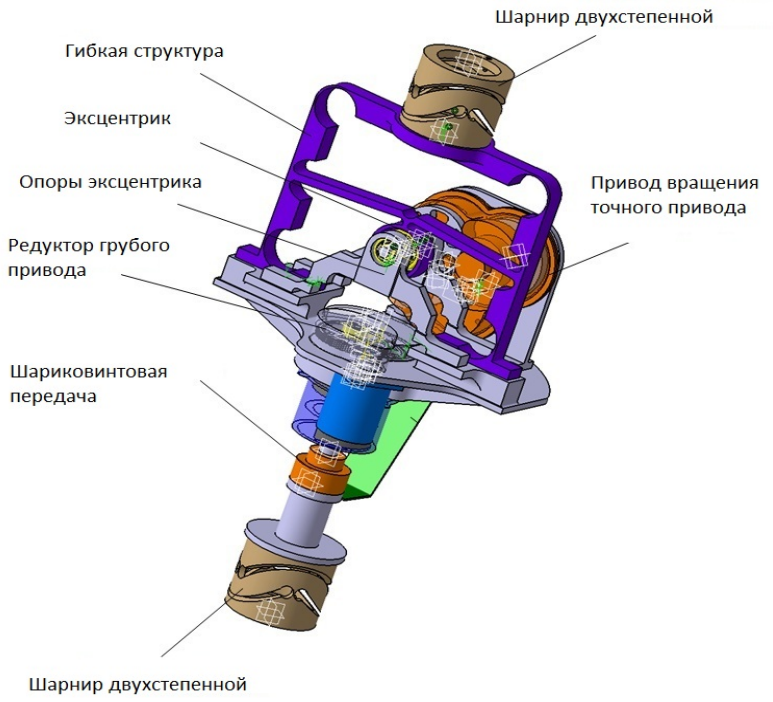


Рис. 9. Общий вид высокоточного линейного гибридного привода

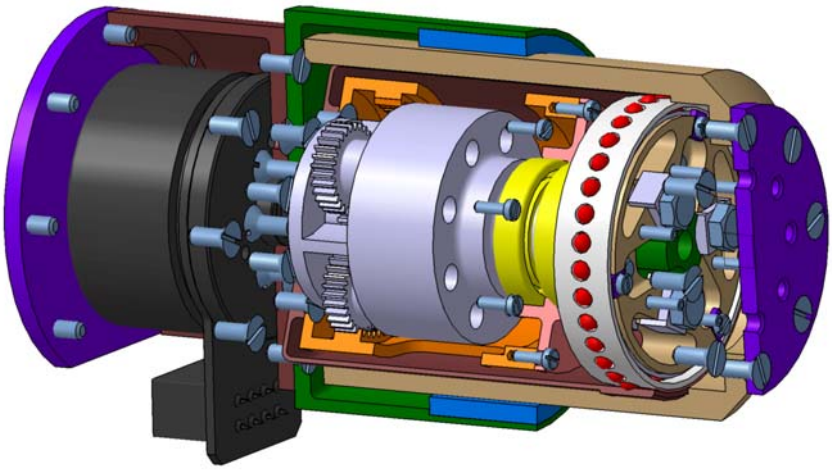


Рис. 10. Общий вид высокоточного линейного привода на основе ВВП

Исходя из полученных данных, можно сделать вывод о том, что дискретность перемещения выходного звена меньше погрешности перемещения в 10 раз, а, следовательно, дальнейшее увеличение дискретности не приведёт к повышению точности линейного перемещения. Как видно из приведенных выше характеристик, основную роль в погрешности линейного позиционирования играют люфты в планетарном редукторе и погрешность шага при нарезке резьб винта и гайки, однако при проведении анализа планетарного редуктора было выяснено, что его вклад в погрешность незначителен. Таким образом, для создания высокоточного линейного привода требуется минимизация погрешности нарезки резьбы.

Рассмотрев весь перечень представленных механизмов, можно сделать вывод о несомненной перспективности дальнейшего использования в прецизионных линейных приводах передач типа РВП, ШВП, ВВП и УСП. Дальнейшее увеличение точности РВП, ШВП и ВВП возможно только за счет увеличения точности нарезки сопрягаемых резьб. Кроме того, существует настоятельная необходимость в разработ-

ке методик расчёта линейных передач на основе УСП, так как применение данных передач позволит существенно увеличить дискретность и точность позиционирования по сравнению с РВП, ВВП и ШВП.

Библиографические ссылки

1. Пат. РФ № 2451220. F16H 25/22//F16B 33/02. Планетарная роликовинтовая передача с модифицированной резьбой роликов / Д. А. Блинов, В. И. Мафтер, А. Я. Ляпунов и др. Опубл. 20.05.2012, Бюл. № 14.

2. Пат. США № 1831080. Шариковинтовая передача / Б. Ф. Шмидт. Опубл. 10.11.1931.

3. Пат. США № 29779964. Прецизионный линейный привод / К. В. Массер. Опубл. 18.04.1961.

4. Пат. США № 5969892. G02B 7/182. Редуктор с гибкой структурой / Р. Б. Слашер. Опубл. 19.10.1999.

5. Козырев В. В. Конструкции роликовинтовых передач и методика их проектирования : учеб. пособие / Владимирский гос. ун-т. Владимир, 2004. 100 с.

6. Блинов Д. С. Разработка научно-методических основ расчета и проектирования планетарных роликовинтовых механизмов, имеющих многочисленные избыточные связи : дис. … д-ра техн. наук. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.

7. Турышев В. А., Василенко Н. В. Волновые передачи в линейном приводе и приводе повышенной точности для работы в специальных условиях (вакууме) : отчет о науч.-исслед. Работе / Красноярский политех. ин-т, 1980.

References

1. Blinov D. A., Mafter V. I., Ljapunov A. Ja., Frolov A. V., Starkov Ju. A., Laptev I. A., Kulish A. V. Patent № 2451220 Russian Federation, F16H 25/22//F16B 33/02. Planetary roller screw with modified roller thread. Pub. 20.05.2012. Bull. №14.

2. Schmidt B. F. Patent № 1831080 USA. Ball bearing screw and nut. Pub. 10.11.1931.

3. Musser C. W. Patent № 2979964 USA. Microlinear actuator. Pub. 18.04.1961.

4. Slusher R. B. Patent № 5969892 USA, G02B 7/182. Motion reducing flexure structure. Pub. 19.10.1999.

5. Kozyrev V. V. *Konstrukcii rolikovintovyh peredach i metodika ih proektirovanija* (Roller screw design and development methods). Tutorial. Vladimir State University, Vladimir, 2004. 100 p.

6. Blinov D. S. *Razrabotka nauchno-metodicheskih osnov raschjota i proektirovanija planetarnyh rolikovintovyh mehanizmov, imejushhih mnogochislennye izbytochnye svjazi* (Calculation and design methodology of planetary roller screws with numerous redundant constraints development). Doctoral thesis, MGTU named after N. E. Baumana, Moscow, 2007.

7. Turyshev V. A., Vasilenko N. V. *Volnovye peredachi v linejnom privode i privode povyshennoj tochnosti dlja raboty v special'nyh uslovijah* (vakuume) (Harmonic drives in linear actuator and precision actuator for special terms application (vacuum)). Research record, Krasnoyarsk Polytechnic Institute, Krasnoyarsk, 1980.

© Бойко С. О., Комаров С. А., Харитонов С. Г., Улыбушев Е. А., Леканов А. В., 2013

УДК 629.735.33.015.4: 534

КОНТРОЛЬ ЗАЗОРОВ В ПОДВИЖНЫХ СОЕДИНЕНИЯХ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РЕЗОНАНСНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В. А. Бернс, А. В. Долгополов

Новосибирский государственный технический университет
Россия, 630073, Новосибирск, просп. К. Маркса, 20. E-mail: v.berns@yandex.ru

Зазоры в подвижных соединениях механизмов и систем передачи усилий или перемещений приводят к рассогласованию между управляющим сигналом и реакцией объекта управления на этот сигнал. Поэтому повышенные зазоры являются дефектами этих конструкций. В настоящей работе решается задача контроля таких зазоров по результатам резонансных испытаний механизмов и систем. Это позволяет осуществлять выявление дефектов без разборки конструкции и последующего инструментального контроля размеров ее деталей. Для выявления дефектов в местах соединений устанавливаются датчики ускорений. В окрестности частоты фазового резонанса объекта контроля по сигналам датчиков строятся фигуры Лиссажу, которые для идеальной системы являются эллипсами. Наличие зазоров в соединениях определяется по отклонениям фигур Лиссажу от эллиптической формы. Дефектным соединениям соответствуют максимальные отклонения фигур Лиссажу. Получены формулы для оценки величин зазоров по характерным значениям резонансных частот. Эффективность разработанной методики иллюстрируется на примере контроля люфтов в механической проводке управления самолетом Су-34. Эта методика может использоваться в контроле трансмиссий вертолетов и автомобилей, механических проводок управления летательными аппаратами.

Ключевые слова: подвижные соединения, зазор, резонансные испытания, контроль.

GAPS CONTROL IN MOVABLE JOINTS BY THE RESULTS OF RESONANCE TEST

V. A. Berns, A. V. Dolgopolov

Novosibirsk State Technical University
20 K. Marks prosp., Novosibirsk, 630073, Russia. E-mail: v.berns@yandex.ru

Gaps in mobile connections of mechanisms and effort transfer systems or movements lead to a mismatch between operating signal and reaction of the controlled object to this signal. Therefore the extended gaps become the defects of these structures. In this work the authors solve the problem of such gaps control by results of mechanisms resonant testing and systems. It allows to carry out defects detection without the structure dismantling and the subsequent instrumental inspection of its details sizes. The accelerations sensors are installed in connections places for defects detection. In a vicinity of the phase resonance frequency of the object control by the signals of sensors there constructed the Lissazhu figures, which are ellipses for ideal system. The gaps existence in connections is determined by deviations of Lissazhu figures from the elliptic form. The maximum deviations of Lissazhu figures correspond to the defective connections. Formulas for the assessment of gaps sizes by characteristic values of resonant frequencies are received. The efficiency of the developed technique is illustrated on the gaps control example in mechanical control wiring by the Su-34 plane. This technique can be used in the transmissions control of helicopters and cars, aircrafts mechanical control wiring .

Keywords: mobile connections, gap, resonance test, control.

Повышенные зазоры в подвижных соединениях механизмов и систем передачи усилий или перемещений, например, таких как трансмиссии вертолетов и автомобилей, механические проводки управления летательных аппаратов могут являться как следствием нарушения технологий их изготовления, так и результатом длительной эксплуатации. Наличие таких зазоров затрудняет управление летательным аппаратом и автомобилем, является причиной возникновения автоколебательных режимов, приводит к ухудшению аэроупругих характеристик самолетов. Зазоры, конечно же, контролируются, но известные методы предполагают, как правило, частичную разборку объекта контроля.

Как показали результаты исследований, проведенных в работах [1; 2], контроль зазоров в подвижных соединениях возможен и в резонансных испытаниях объектов контроля. В этих испытаниях при возбуждении колебаний объекта предложено фиксировать перегрузки всех его элементов в местах их соединений с построением фигур Лиссажу. Для построения фигуры Лиссажу вертикальная развертка производится пропорционально сигналу датчика ускорений «*n*», а горизонтальная – пропорционально гармонике возбуждающей силы *U*. Такая фигура на резонансе линейной системы является эллипсом.

По нелинейным искажениям фигур Лиссажу определяются дефектные соединения. На рис. 1 показан пример фигуры Лиссажу для соединения без зазора и соединения с зазором. Для численной оценки искажений используется преобразование Фурье применительно к развертке фигуры Лиссажу. Затем выделяется первая гармоника и вычитается из полного сигнала, а в остатке определяется абсолютный максимум искажений за период. Этот максимум относился к амплитуде первой гармоники, и величина отношения обозначается как ξ. Определение дефектного соединения основано на том, что значение ξ в соединении с дефектом значительно превышает значения этого параметра в других соединениях.

В качестве примера рассмотрим определение места положения люфта в проводке управления самолета Су-34 [1; 2]. Проводка представляет собой систему качалок, последовательно соединенных между собой тягами. В соединениях, между которыми возможен зазор, т.е. люфт. На рис. 2 изображена схема проводки управления с обозначением номеров узлов.

В табл. 1 показан пример локализации люфта, расположенного в узле номер шесть.

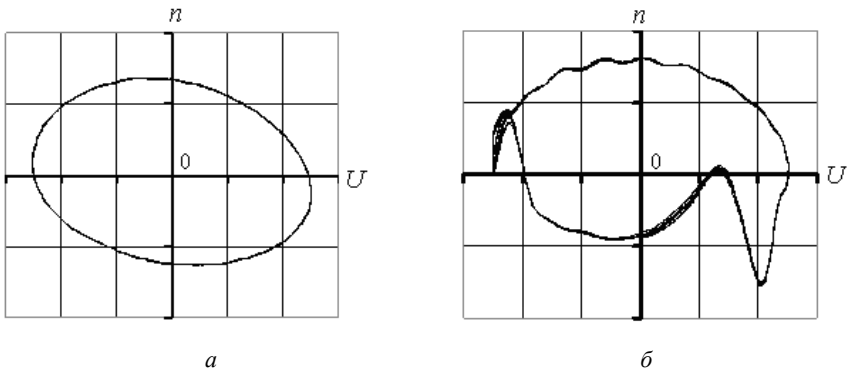


Рис. 1. Фигура Лиссажу до (*а*) и после появления зазора (*б*)

Таблица 1

Локализация люфта

№ датчика	1	2	3	4	5	**6**	7	8
ξ	10,42	8,82	5,99	26,28	9,83	**101,62**	59,67	43,64

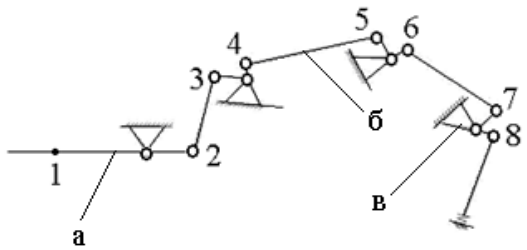


Рис. 2. Схема проводки управления:
а – отклоняемая поверхность; *б* – тяга; *в* – качалка

Следующей задачей является оценка величины зазора. Для оценки величины зазора приняты следующие допущения:

– объектом исследования является механическая система, представляющая собой цепочку последовательно соединенных между собой упругих элементов, связывающих два объекта: объект, создающий передаваемое усилие и (или) перемещение, и объект, воспринимающий передаваемое усилие и (или) перемещение (основной инерционный элемент); в соединениях между упругими элементами возможны зазоры;

– соударение элементов в зазоре является абсолютно неупругим;

– основной инерционный элемент имеет обобщенную массу, значительно превышающую массу каждого элемента цепочки;

– объект, создающий передаваемое усилие и (или) перемещение упруго или жестко зафиксирован;

– в системе присутствует статическое усилие, при преодолении которого происходит мгновенное перемещение основного инерционного элемента на суммарную величину зазоров во всех соединениях.

Отметим, что в реальных конструкциях масса объекта, воспринимающего передаваемое усилие и (или) перемещение, может не быть превалирующей. В этом случае эта масса увеличивается искусственно установкой дополнительного груза. Кроме того, в системе необходимо создать усилие, введением статической составляющей в силу возбуждения (это позволяет реализовать, например, электродинамический силовозбудитель), а для горизонтально отклоняющихся поверхностей на время испытаний можно изменить статическую балансировку.

В резонансных испытаниях используется гармоническое возбуждение колебаний; прикладываемое к основному инерционному элементу. С учетом принятых допущений в такой механической системе колебания основного инерционного элемента при гармоническом возбуждении происходят по гармоническому закону.

Далее строится нелинейная математическая модель механической системы с дефектом, параметры которой, а то есть и величины зазоров, определяются по результатам резонансных испытаний. Такой математической моделью является система с одной степенью свободы с нелинейной характеристикой жесткости.

Представив квадрат резонансной частоты колебаний как отношение изменения потенциальной и кинетической энергий за период, получаем соотношение:

$$\left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2 = 1 + \frac{2}{\pi}\left\{\left(\frac{1}{a^2} - \frac{1}{2}\right)(\varphi_2 - \varphi_1) + \frac{1}{4}(\sin 2\varphi_2 - \sin 2\varphi_1) - \right.$$
$$\left. - 2\frac{d}{a}\cos\varphi_2 + \left(\frac{d}{a}\right)^2\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_2\right)\right\},$$

где ω – частота фазового резонанса (частота, при которой сдвиг фазы перемещений относительно фазы вынуждающей силы составляет π/2); ω_0 – собственная частота системы без зазора; $a = A/A_0$ – отношение резонансной амплитуды A основного инерционного элемента к амплитуде колебаний, при которой преодолевается статическое усилие в системе A_0; $d = \tau\delta/A_0$ – относительный зазор; τ – отношение перемещения дефектного узла к перемещению контрольной точки основного инерционного элемента; δ – величина зазора; $\varphi_1 = \arcsin(1/a)$; $\varphi_2 = \arcsin((1+d)/a)$.

Используя линейную аппроксимацию зависимости относительного зазора от изменения относительного значения частоты получим формулу для оценки величины зазора [2]:

$$\tau\delta = 3,5A_0\left(1 - \frac{\omega_e}{\omega_0}\right), \qquad (1)$$

где ω_e – минимальное значение частоты фазового резонанса

Линейная аппроксимация практически совпадает с исходной зависимостью, если падение резонансной частоты из-за зазора не превышает 6 %. При этом амплитуда свободного хода основного инерционного элемента может достигать 20 % от величины A_0.

В случае, если падение резонансной частоты из-за зазора превышает 6 %, то для определения величины зазора можно воспользоваться следующей формулой:

$$\tau\delta = A_0\left[1 - \left(\frac{\omega_e}{\omega_0}\right)^2\right]\left\{4,2027\left[1 - \left(\frac{\omega_e}{\omega_0}\right)^2\right] + 1,388\right\}. \qquad (2)$$

Формула (2) позволяет вычислять величину зазора с достаточной точностью при падении резонансной частоты до 12 % и величинах относительного зазора до 50 %.

Оценку величины зазора рассмотрим на примере контроля люфтов в проводке управления самолета Су-34. Для оценки величины люфта воспользуемся

экспериментально полученной зависимостью резонансной частоты от амплитуды колебаний органа управления (рис. 3).

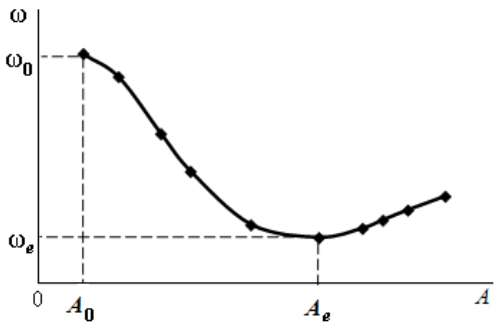


Рис. 3. Зависимость резонансной частоты системы с люфтом от амплитуды колебаний

В этой зависимости выделяются две точки: точка, где начинает проявляться люфт, то есть начинает убывать резонансная частота, и точка, где частота перестает убывать. Амплитуды и фазовые частоты в этих точках обозначены как A_0, ω_0 и A_e, ω_e соответственно.

В табл. 2 показаны результаты вычисления люфтов различных величин, с погрешностью не превышающей 10 %. Оценка величины зазора имеет ряд особенностей. Например, чтобы определить резонансную частоту отклоняемой поверхности после раскрытия зазора необходимо поменять направление изменения частоты вынуждающей силы от большей к меньшей (обратный ход) [1]. При таком изменении частоты определяется частота фазового резонанса ω_e на новой резонансной кривой. Пример резонансной кривой (действительная составляющая перегрузки органа управления) представлен на рис. 4.

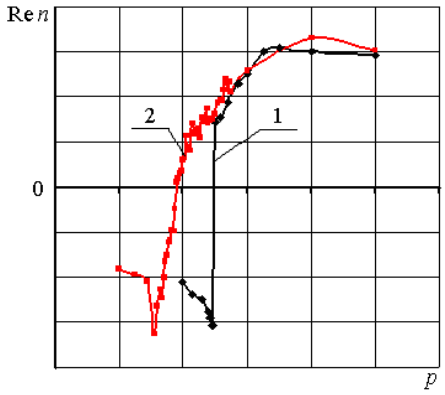


Рис. 4. Действительная составляющая перегрузки органа управления:
1 – прямой ход; *2* – обратный ход

Если в системе управления присутствует несколько зазоров, то по формуле (1) вычисляется суммарная величина зазора, а выявление дефектных узлов и определение зазоров в этих узлах производится по величинам параметра ξ.

Анализ динамики системы с зазором показал (рис. 5), что если амплитуда колебаний основного инерционного на обратном ходе превышает амплитуду A_0 на 40…60 %, а величина относительного зазора d находится в диапазоне 0,2…0,3, то частота ω_e определяется с достаточной точностью для вычисления величины зазора с погрешностью не выше 10 %.

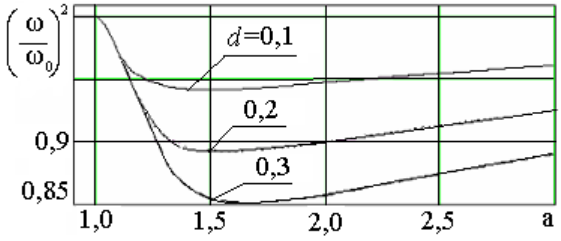


Рис. 5. Расчетные зависимости между относительной частотой и относительной амплитудой колебаний

В работах [1; 2] отмечено, что искажения фигур Лиссажу растут с удалением узлов системы от основного инерционного элемента не только из-за наличия зазоров, но и из-за сухого трения в подвижных соединениях механической системы. Это обстоятельство затрудняет идентификацию дефекта в удаленных узлах в протяженных системах.

Для повышения достоверности локализации зазоров в узлах, удаленных от основного инерционного элемента, необходимо в системе создать второй инерционный элемент, установив на объект, создающий передаваемое усилие и (или) перемещение, некоторую добавочную массу [3]. Величина этой массы определяется из условия, что оба инерционных элемента должны иметь сопоставимые обобщенные массы. Кроме того, возбуждение колебаний системы производится поочередно с основного и добавочного инерционного элемента. Это приводит к тому, что:

– искажения фигур Лиссажу в узлах, находящихся после дефектного узла вдали от основного инерционного элемента, практически не затухают независимо от места возбуждения колебаний;

– установка дополнительной массы в совокупности с приложением возбуждающей силы к добавочному инерционному элементу позволяет значительно повысить эффективность выявления дефектных узлов системы, удаленных от основного инерционного элемента;

– уровни погрешностей в оценках величин зазоров не зависят от выбора точки возбуждения.

Таблица 2

Оценка величины люфта

№ узла	3	3	3	4	4	6	6	3, 6
Истинный люфт (мкм)	20	43	50	35	50	35	50	30+50
Вычисленный люфт(мкм)	22	49,0	46,5	38,3	52,6	35,3	47,3	74,0

В результате проведенных исследований предложен метод локализации и оценки величин зазоров в подвижных соединениях механизмов и систем передачи усилий по результатам резонансных испытаний. На примере контроля люфтов в проводке управления самолета установлены особенности идентификации зазоров и показана эффективность разработанного метода.

Библиографические ссылки

1. Способ контроля люфтов в механических проводках управления самолетов / А. П. Бобрышев, В. А. Бернс, В. Л. Присекин и др. // Полет. 2007. № 12. С. 50–53.

2. Бернс В. А., Белоусов А. И, Самуйлов В. Ф. Контроль люфтов в проводках управления летательных аппаратов по результатам резонансных испытаний отклоняемых поверхностей // Техника воздушного флота. 2010. Т. LXXXIV, № 1 (698). С. 15–19.

3. Бернс В. А., Долгополов А. В. Особенности контроля люфтов в протяженных проводках управления самолетов // Наука. Промышленность. Оборона : тр. XIII всерос. науч.-пром. конф. 2012. С. 77–80.

References

1. Bobryshev A. P., Burns V. A., Prisekin V. L., Belousov A. I., Samuylov V. F. *Polet,* 2007, № 12, p. 50–53.

2. Burns V. A., Belousov A. I., Samuylov V. F. *Tekhnika vozdushnogo flota.* 2010, vol. LXXXIV, № 1 (698), p. 15–19.

3. Burns V. A. Dolgopolov A. V. *Tr. XIII vseros. nauch.-prom. konf. "Nauka. Promyshlennost'. Oborona"* (Works XIII of the All-Russian scientific and industrial conference "Science. Industry. Defense"). 2012, p. 77–80.

© Бернс В. А., Долгополов А. В., 2013

УДК 629.7.02

УСТРОЙСТВО ОТДЕЛЕНИЯ ДЛЯ НЕГЕРМЕТИЧНЫХ ПЛАТФОРМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА БАЗЕ ИЗОГРИДНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

А. С. Вехов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: vas304@mail.ru

Представлено новое конструктивное решение устройства отделения для негерметичных платформ с силовой конструкцией корпуса из изогридной углепластиковой структуры. Для разработки нового устройства отделения проведены анализы конструкции по оптимальной массе, по параметрам отделения, надежности при худших условиях эксплуатации и т. д. В результате разработано УО исключающее дополнительные проставки и стыковки, стягивающее шпангоуты адаптера и силовой конструкции корпуса в 12-ти равномерно расположенных по окружности точках (механических замках). Сконструированное устройство отделения позволяет унифицировать конструкцию входящих элементов и применить различные компоновки (кол. Замков, пружин толкателя). Устройство отделения имеет лучшие характеристики в сравнении с зарубежными аналогами в зависимости от массовой конструкции выводимого космического аппарата. На данный момент конструкция устройства отделения успешно применена на космическом аппарате «Amos-5», «Telkom-3», «Ямал-300К», «Луч-5Б».

Ключевые слова: космический аппарат, силовая конструкция корпуса, устройство отделения.

SEPARATION DEVICE FOR SPACECRAFT UNPRESSURIZED PLATFORMS BASED ON ISOGRID STRUCTURES

A. S. Vehov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: vas304@mail.ru

Design solution of the separation device for spacecraft unpressurized platforms with foundation central tube based on isogrid carbon structure is presented. The structure analysis based on the optimal mass, separation parameters, reliability under the worst operational conditions, etc. was performed for the new launch adapter. As a result, the new launch adapter was developed, which allows to eliminate additional spacers and interfaces, tightening frames for adapter and load-bearing structure at 12 uniformly spaced points on the circle (mechanical locks). The designed launcher adapter allows to unify the structure of incoming elements and to use different configurations (of locks,

injector springs, etc.). The launch adapter has better characteristics, as compared to foreign prototypes, depending on mass structure of SV to be launched. At the present time the launch adapter structure is successfully used in «Amos-5», «Telkom-3», «Yamal-300K», «Louch-5B» satellites.

Keywords: spacecraft, central tube, separation device.

С использованием в космической отрасли негерметичных платформ с силовой конструкцией корпуса (СКК) из изогридной углепластиковой структуры появилась возможность применения новых конструктивных решений в разработке устройства отделения (УО).

В ОАО «ИСС» в качестве таких платформ используются платформы серии «Экспресс» (рис. 1) которые являются безусловным достижением по уровню технических и эксплуатационных характеристик, а также экономических показателей, которые обеспечивают высокую конкурентоспособность в сравнении с лучшими западными образцами. Построение платформы обеспечивает возможность ее простой адаптации для применения в составе спутников, предназначенных для эксплуатации на различных типах орбит (высокоэллиптических, геостационарных, круговых). Платформы отличаются по своей массе и по электрической мощности, выделяемой для модуля полезной нагрузки. Разработаны платформы с учетом возможностей российских космодромов и современных ракет-носителей, такие как «Протон-М» [1].

Силовыми элементами конструкции платформы являются:

– сетчатый углепластиковый цилиндр, имеющий поперечное сечение в форме окружности и представляющий собой силовую конструкцию корпуса, на которую установлены навесные сотовые панели с оборудованием космического аппарата (КА);

– сетчатый углепластиковый конический адаптер, который устанавливается на разгонный блок (РБ).

Закрепление КА на РБ (через переходной углепластиковый адаптер) на период их совместной эксплуатации осуществляет УО. УО реализует финишную операцию выведения КА на целевую орбиту [2].

Была поставлена техническая задача:

– разработать УО с использованием естественных окон конструкции с минимальным конструктивным изменением шпангоутов для установки оптимального количества замков УО;

– обеспечение тандемного запуска КА.

В процессе проработки были проведены анализы конструкции по оптимальной массе УО с учетом массы и жесткости соединяемых шпангоутов, по параметрам отделения с учетом разбросов центровочных и массово-инерционных характеристик спутника и РБ. Так же УО при срабатывании должно исключать выбросы твердых частиц, элементов конструкции и не должно генерировать на КА ударные нагрузки, превышающие допустимые. При этом учитывалась надежность УО при худших условиях эксплуатации (запас по срабатыванию при экстремальных температурах, дублирование).

В результате разработано УО (рис. 2) исключающее дополнительные проставки и стыковки, стягивающее шпангоуты адаптера и СКК в 12-ти равномерно расположенных по окружности точках (механических замках) на интерфейсном диаметре ø1177 мм. Конструкция УО позволяет комбинировать количество замков для одиночного и тандемного запуска КА (рис. 3). Параметры и характеристики УО:

– предельно допустимая осевая эквивалентная сила по функциональному стыку КА – переходной системы составляет 875040 Н;

– линейная скорость разделения составляет не менее 1 м/с;

– угловая скорость не более 3°/с для КА; до 5,5°/с для РБ (оптимальная для системы ориентации и РБ);

– масса УО составляет 14 кг с учетом: механических рычажных замков (12 шт.), тросового бандажа с двумя пирочеками и двумя стяжными муфтами, пружин-толкателей (8 шт.);

– гарантийный срок УО 4,5 года, в том числе эксплуатация в натурных условиях не менее 10 часов.

Рис. 1. Платформы семейства EXPRESS

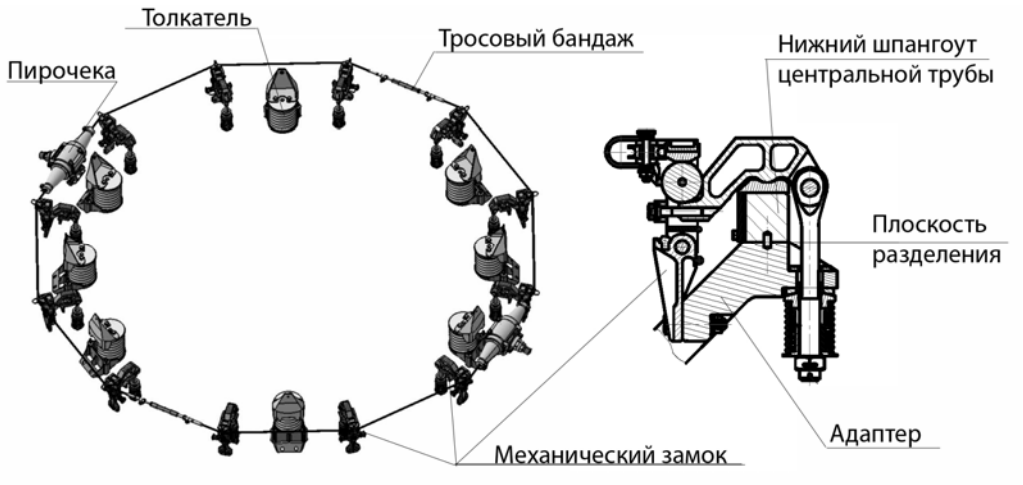


Рис. 2. Общий вид УО

Рис. 3. КА AMOS-5 и Луч-5А
(запуск ракеты носителя «Протон-М» 11 декабря 2011)

При необходимости можно разработать подобные УО на другие интерфейсные диаметры с различным количеством замков.

Важным элементом для закрепления КА на РБ на период их совместной эксплуатации является замок УО. В настоящее время спроектирован механический рычажный замок УО, который является механизмом разового срабатывания по целевому назначению и предназначен для восприятия нагрузок действующих перпендикулярно плоскости стыка разъединяемых элементов конструкции [3].

Коромысло замков (см. рис. 2) устанавливается в естественные отверстия СКК и сжимают шпангоуты СКК и адаптера. При этом исполнительные механизмы замков стянуты тросовым бандажом. Тросовый бандаж за счет высокой упругой деформации позволяет удерживать замки от срабатывания в большом диапазоне температур конструкции от 70 до –60 ºС.

В конструкции УО разъединение тросового бандажа осуществляется при срабатывании хотя бы одной пирочеки – применено резервирование пирочеки.

Резервирование других элементов отсутствует.

Элементом для отделения КА с требуемыми параметрами является пружинный – толкатель.

В качестве толкателей используются свободные пружины сжатия. Подбором по энергетическим характеристикам и положением пружин обеспечиваются требуемые параметры отделения (линейная и угловая скорость)

Факт срабатывания УО регистрируется телеметрической системой РБ по разрыву электрических цепей отрывных соединителей. Отрывные соединители установлены в разделяемом стыке, одна часть соединителя закреплена на СКК, другая на ПС. Разделение каждого соединителя производится собственной пружиной расталкивания вилки и розетки. Для изготовления данного УО проводился большой комплекс подготовительных работ включающий изготовление технологической оснастки, изготовление опытных образцов и проведение квалификационных испытаний.

При квалификационных испытания УО подвергалось внешним воздействиям, условия которых

(т. е. уровни и продолжительности) имеют запасы сверх возможных наихудших условий, которые могут встретиться в течение срока эксплуатации оборудования в составе платформы (спутника), и равны или жестче, чем условия внешних воздействий при квалификационных испытаниях платформы (спутника). Квалификация УО включала испытания на ресурс.

Критериями положительной оценки результатов испытаний являлось:

– отсутствие механических повреждений элементов конструкции и покрытий (остаточных деформаций, трещин, поломок, вмятин) в результате испытаний;

– сохранение способности срабатывания элементов УО после воздействия механических нагрузок;

– сохранение способности срабатывания УО при экстремальных температурах;

– отсутствие зацепления с элементами конструкции изделия в процессе отделения;

– отсутствие самоотвинчивания функциональных резьбовых элементов и элементов крепежа;

– достаточность несущей способности силовых элементов и замков УО;

– сохранение способности срабатывания УО после проведения ресурса из 10 срабатываний. Замок УО должен выдерживать срабатывание не менее 10 раз;

– срабатывание УО от одной пирочеки [4].

УО подтвердило свою работоспособность на всех этапах испытаний (табл. 1).

При разработке УО нами был проведен анализ конструкции в зоне установки УО с зарубежными аналогами (рис. 4). УО фирмы RUAG, примененное в конструктивной схеме выведения зарубежных КА предполагает наличие дополнительных силовых переходных элементов между изогридной углепластиковой структурой СКК и адаптера. Это потери полезной массы конструкции, от которых удалось уйти, применив конструкцию УО ОАО «ИСС» (см. рис. 2).

Сравнительный анализ, проведенный по разработкам, показал преимущество конструкции разработки ОАО «ИСС» (табл. 2).

Несмотря на более легкое УО фирмы RUAG по сравнению с УО изготовленного в ОАО «ИСС», зарубежная конструкция проигрывает в общей массе силовых элементов (адаптер).

Таблица 1

Этапы испытаний УО

Испытания	Оценка
Статические: различные случаи нагружения, в том числе и транспортирование в составе КГЧ	Положительная
Динамические (акустические и вибрационные нагрузки)	Положительная
Подтверждение параметров отделения УО (угловых скоростей)	Положительная
Проверка функционирования УО в вакууме при температуре плюс 80 °С (от одной пирочеки)	Положительная
Проверка функционирования УО в вакууме при температуре минус 70 °С (от одной пирочеки)	Положительная
* После каждого вида испытаний проводилась проверка функционирования УО	

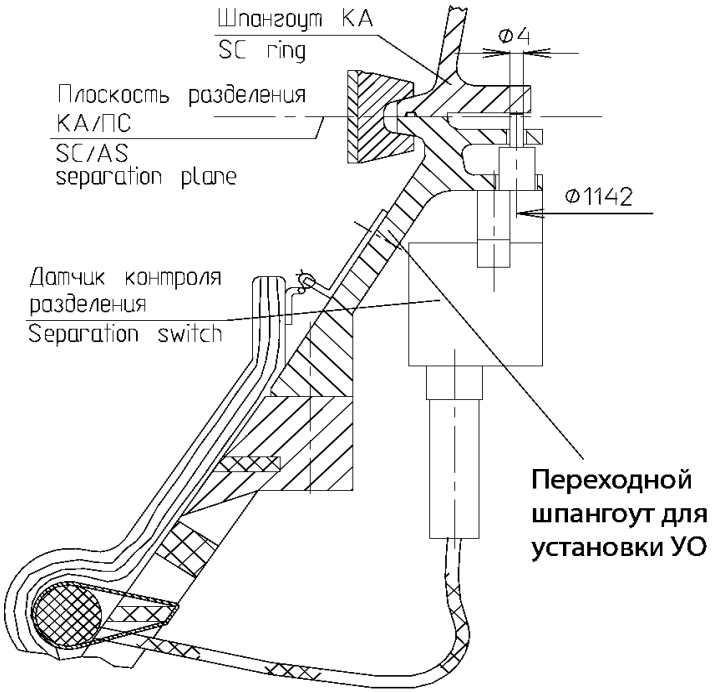


Рис. 4. Схема установки УО RUAG Sweden – 1194VS

Таблица 2

Сравнительный анализ УО

Наименование	Адаптеры			Устройство отделения	
	Разработчик	Высота, мм	Масса, кг	Разработчик	Масса, кг
Тяжелый КА: «Экспресс-АМ5»	ОАО «ИСС»	650	**54.48**	ОАО «ИСС»	**14**
Тандемный запуск КА: «Луч-5Б»		650	**60.2**		**14**
Универсальный запуск: 1194VS	RUAG Sweden	753	**165**	RUAG	**12**

Таким образом, УО позволяет унифицировать конструкцию входящих элементов и применить различные применения компоновки (кол. Замков, пружин толкателя).

УО имеет лучшие характеристики в сравнении с зарубежными аналогами в зависимости от массовой конструкции выводимого КА. На данный момент конструкция УО успешно применена на КА «Amos-5», «Telkom-3», «Ямал-300К», «Луч-5Б».

Библиографические ссылки

1. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / Н. А. Тестоедов и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.

2. Гущин В. Н. Основы устройства космического аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.

3. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

4. Проектирование надежных спутников связи / В. Г. Афанасьев, В. И. Верхотуров, В. А. Заславский и др. ; под ред. акад. М. Ф. Решетнева. Томск : МГП «РАСКО», 1993. 221 с. : ил. (Библиотечка «Космическая связь»).

References

1. Testoyedov N. A. et al. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov : uchebnik dlya vuzov* (Production technology of spacecrafts : the textbook for higher education institutions). Sib. State. Aerokosmich. Un-t. Krasnoyarsk, 2009, 352 p.

2. Guschin V. N. *Osnovy ustroystva kosmicheskogo apparatov : uchebnik dlya vuzov* (Bases of the device space devices: the textbook for higher education institutions). Moscow, Mashinostroyeniye, 2003, 272 p.

3. Tchebotarev V. E., Kosenko V. Ye. *Osnovy proyektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya : ucheb. posobiye* (Design of spacecrafts of information support) Sib. Gos. Un-t. Krasnoyarsk, 2011, 488 p.

4. Afanasyev V. G., Verkhoturov V. I. Zaslavsky V. A. et al. *Proyektirovaniye nadezhnykh sputnikov svyazi* (Design of reliable communication satellites). Under edition of academician M. F. Reshetnev. Tomsk, MGP RASKO, 1993, 221 p. (Bibliotechka «Space communication»).

© Вехов А. С., 2013

УДК 621.396.946

ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПЕРСОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ «ГОНЕЦ-Д1М»

А. В. Кузовников, Н. А. Тестоедов, В. А. Агуреев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: kav@iss-reshetnev.ru

Рассматриваются этапы создания и последующего развития многофункциональной системы персональной спутниковой связи и передачи данных с космическими аппаратами на низких орбитах, основные технические решения по улучшению тактико-технических характеристик системы, повышение потребительской привлекательности и конкурентоспособности с зарубежными аналогами. Кроме того, определён основной потребительский контингент системы и представлена динамика восполнения орбитальной группировки системы до 2020 г.

Ключевые слова: спутниковая система связи, орбитальная группировка, космический аппарат, абонентский терминал, время ожидания связи, время доставки сообщения, потребительские характеристики.

PROBLEMS OF DEVELOPMENT OF LOW-ORBIT MULTIFUNCTIONAL PERSONAL SATELLITE COMMUNICATION SYSTEM «GONETS-D1M»

A. V. Kuzovnikov, N. A. Testoedov, V. A. Agureev

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: kav@iss-reshetnev.ru

The authors consider the steps involved in the creation and subsequent development of the multifunctional system of personal satellite communication and data transfer to spacecraft in low-earth orbits, the main technical solutions for the improvement of the technical characteristics of the system, increase consumer appeal and competitiveness with foreign analogues. Besides, the authors define the main consumer contingent system and present the refreshment dynamics of orbital grouping of the system until 2020.

Keywords: satellite communication system, orbit group, spacecraft, user terminal, communication waiting time, message delivery time, consumer characteristics.

Космическая деятельность занимает одну из ключевых позиций в геополитике России и является одним из важнейших факторов, определяющих ее статус как страны высоких технологий, играет все более возрастающую роль в обеспечении национальной безопасности, в том числе безопасности жизнедеятельности населения, в экономическом, научном и социальном развитии, в укреплении оборонной мощи [1].

Анализ тенденций развития зарубежных и отечественных космических комплексов (КК) и систем связи и телекоммуникации показал, что в настоящее время на первый план выходят сетевые информационные технологии и их применение в составе орбитальных группировок (ОГ) космических аппаратов (КА), которые рассматриваются уже как совокупности космических информационных узлов (КИУ) сетевой архитектуры, обладающие определёнными информационными и вычислительными ресурсами. Сами КА и их составные части позиционируются уже не как аппаратные решения, а как прикладные процессы [2].

Сетевые информационные технологии обеспечивают достижение потенциальных возможностей космических средств по глобальности и оперативности доступа к информации о любых пространственных объектах в космическом и воздушном пространстве, на суше и море. Открываются новые возможности по организации связи и предоставлению телекоммуникационных услуг широкому кругу пользователей, решению задач координатно-временного и навигационного обеспечения, а также задач фундаментальной и прикладной науки, геофизики, геодезии, картографии и пр.

Для России в существующих геополитических условиях (ограничения по территориальному размещению наземных средств и наличие глобальных интересов в мире) создание подобной сетевой архитектуры возможно только при широком использовании космических средств, при этом глобальность и оперативность могут обеспечить только низкоорбитальные космические комплексы и системы связи [3].

Таким образом, в конце 80-х – начале 90-х гг. была положена идея о создании первой отечественной системы спутниковой связи «Гонец» на базе малых низкоорбитальных космических аппаратов. Построение системы спутниковой связи на базе низкоорбитальных КА определило ряд преимуществ, по сравнению с системой на основе геостационарных КА:

– относительно малые высоты снижают требования по энергетике к бортовой аппаратуре, что значительно снижает габариты и вес КА;

– абонентские терминалы (АТ) создаются на основе малогабаритных ненаправленных антенн с общей массой от 0,3 до 3 кг;

– абонентские терминалы размещаются у пользователей, что даёт им прямой доступ к услугам спутниковых систем связи, обеспечивая возможность глобальной персональной связи.

Космическая система «Гонец» прошла сложный путь развития, который начался с запуска 13 июля 1992 г. двух космических аппаратов «Гонец-Д». Успешная демонстрация возможностей предположенной к созданию системы связи положила начало для её дальнейшего развития.

На российском рынке оказания услуг связи и передачи данных создаваемая отечественная система «Гонец» будет конкурировать с зарубежными системами персональной спутниковой связи «Globalstar», «Iridium», «Inmarsat» и «Turaya», получившими разрешение на оказание услуг связи на территории России – в части предоставления телефонии и передачи данных, с системой «Orbcomm» – в части передачи телеметрической информации вне территории Российской Федерации. Высокий статус систем-конкурентов значительно повышает значимость создания отечественной конкурентоспособной системы связи и передачи данных [4].

Основным назначением системы «Гонец» является предоставление услуг персональной связи и передачи данных подвижным и стационарным абонентам, расположенным в любой точке Земного шара, с преимущественным обслуживанием правительственных учреждений и государственных структур России [5].

Система «Гонец» предоставляет следующие услуги связи и передачи данных:

– радиотелефонную связь подвижным и стационарным пользователям, находящимся в зоне радиовидимости одного КА;

– обмен сообщениями между наземными средствами пользователей (НСП);

– циркулярную передачу сообщений группе наземных средств;

– передачу аварийных сообщений от АТ на региональную станцию (РС) или центр управления связным комплексом системы (ЦУСК) «Гонец»;

– определение местоположения подвижных пользователей;

– автоматизированный сбор данных с датчиков контроля состояния любых объектов, в том числе необслуживаемых, сбор данных о местоположении объектов;

– взаимодействие средств потребителей системы «Гонец» с сетью общего пользования, сетью Интернет и другими наземными сетями.

Основными областями применения системы «Гонец» являются:

– связь в удалённых регионах с неразвитой инфраструктурой (районы Крайнего Севера, Сибири, Дальнего Востока, сельские и труднодоступные регионы и т. п.);

– связь в чрезвычайных ситуациях (землетрясения, наводнения, экологические и промышленные катастрофы);

– глобальные ведомственные и корпоративные сети передачи данных;

– контроль состояния и местоположения подвижных транспортных средств и грузов;

– экологический, промышленный и научный мониторинг.

На рис. 1 представлен состав системы «Гонец-Д1М».

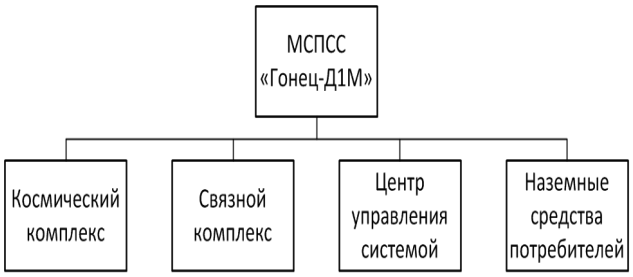


Рис. 1. Структурный состав системы «Гонец-Д1М»

Космический комплекс предназначен для развёртывания, поддержания и управления орбитальной группировкой космических аппаратов «Гонец-М» и «Гонец-М1».

Связной комплекс совместно с космическим комплексом предназначен для передачи цифровой информации в пакетном режиме и обеспечения радиотелефонной связи подвижных и стационарных абонентов.

Центр управления системой предназначен для планирования, организации, контроля эксплуатации системы и управления ОГ КА «Гонец-М» и «Гонец-М1».

Наземные средства потребителей предназначены для реализации заданного вида услуг связи в различных условиях эксплуатации и доступа к наземным ресурсам.

Построение ОГ КА оптимизировано для обслуживания России и стран СНГ при времени ожидания до 15 минут и угле места не менее 10°. На рис. 2 показана модель полной орбитальной группировка системы «Гонец-Д1М» из 12 КА «Гонец-М», построенная с помощью специализированного программного обеспечения (Satellite Tool Kit v.6).

На рис. 3 представлены зоны радиовидимости и трассы орбитальной группировки КА «Гонец-М» в штатной комплектации.

В качестве определяющих при выборе оптимального орбитального построения группировки КА низкоорбитальной системы связи, как правило, используется системная характеристика – время ожидания связи с вероятностью: 0,9; 0,8; 0,7. Зависимость времени ожидания от значения широты обслуживания представлена в табл. 1.

Принципы построения системы «Гонец-Д1М», в том числе энергетические характеристики радиолиний и частотный план системы позволяют обслуживать клиентов существующей абонентской сети системы «Гонец-Д1» в диапазоне 0,2/0,3 ГГц, а также абонентов вновь создаваемой сети связи «Гонец-Д1М» в диапазоне 0,3/0,4 ГГц с повышенной пропускной способностью.

Потребительские характеристики системы «Гонец-Д1М», состоящей из 12 КА «Гонец-М» приведены в табл. 2.

С целью дальнейшего сокращения времени ожидания связи в системе и повышения уровня надёжности заданного времени ожидания, при условии сохранения типа используемых орбит, необходимо увеличение количества КА в ОГ и уточнение их размещения по орбитальным плоскостям при условии блочного выведения КА на орбиту.

Разрабатываемая система «Гонец-Д1М» третьего этапа строится на базе КА «Гонец-М1», основные характеристики которого приведены в табл. 3.

ОГ состоит из 24 КА «Гонец-М1» по шесть КА в каждой плоскости на высоте 1500 км с углом наклонения орбиты $82{,}5^{o}$. На рис. 4 показана орбитальная группировка из 24 КА «Гонец-М1» [5].

На рис. 5 представлены трассы орбитальной группировки КА «Гонец-М» в штатной комплектации.

Данное построение орбитальной группировки значительно улучшает параметр времени ожидания от значения широты обслуживания, приведённое в табл. 4.

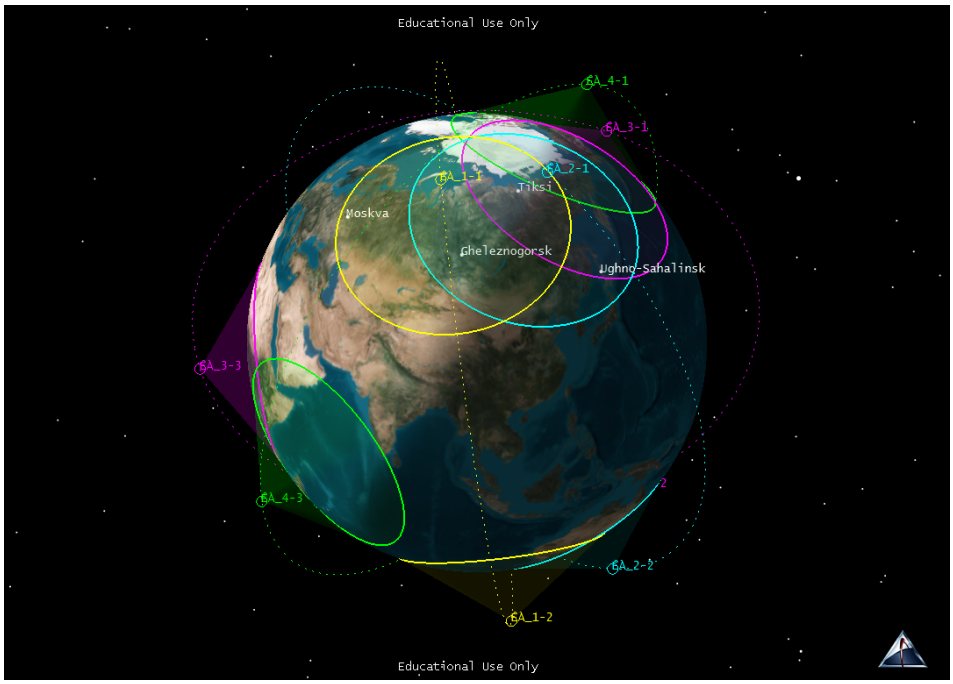


Рис. 2. 3D-модель орбитальной группировки системы «Гонец-Д1М» из 12 КА «Гонец-М»

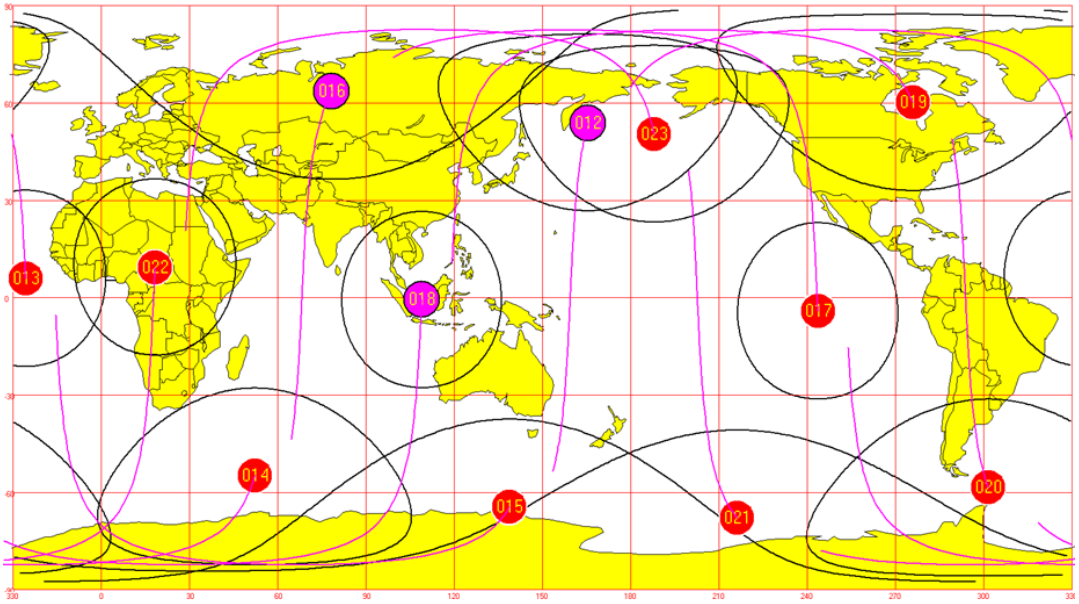


Рис. 3. Орбитальная группировка КА «Гонец-М» в штатной комплектации

Таблица 1

Время ожидания сеанса связи для системы из 4 плоскостей по 3 КА в каждой

Широта, град.	Время ожидания сеанса связи, мин.		
	Вероятность = 0,9	Вероятность = 0,8	Вероятность = 0,7
0	25,04	19,98	13,54
20	19,47	14,97	8,85
40	17,79	12,04	6,08
50	15,00	8,19	2,17
60	5,64	1,78	0,0
70	3,45	0,0	0,0
80	0,64	0,0	0,0

Примечание: – широты территории России.

Таблица 2

Потребительские характеристики МСПСС «Гонец-Д1М» с КА «Гонец-М»

Параметр	Значение
Метод доступа в канал	по расписанию и по требованию
Перерыв в связи для РФ, мин. До	15
Время доставки сообщений, мин. До	30
Дуплексные ТЛФ каналы в зоне обслуживания КА	5
Точность определения координат абонента по ГЛОНАСС/GPS, м	10
Точность определения координат абонента средствами МСПСС «Гонец-Д1М»	1000 м
Скорость передачи информации в радиолинии, кбит/с: Земля-КА КА-Земля (РС, АТ) КА-КА	 9,6 64 нет
Пропускная способность одного КА, Мбит/сутки до	270
Срок активного существования КА, лет	5
Число терминалов, обслуживаемых в течение 1 мин при размерности сообщений 10 Кбит, шт.	300
Общее число абонентов в системе, тыс. шт.	200

Таблица 3

Основные характеристики КА «Гонец-М1»

Параметр	Значение
Пропускная способность КА, Мбит/сутки до	5000
Объем бортового ЗУ, Мбайт	64
Срок активного существования, лет	10
Скорость передачи информации, Кбит/с	9,6-1024
Количество радиотелефонных каналов, шт.	50

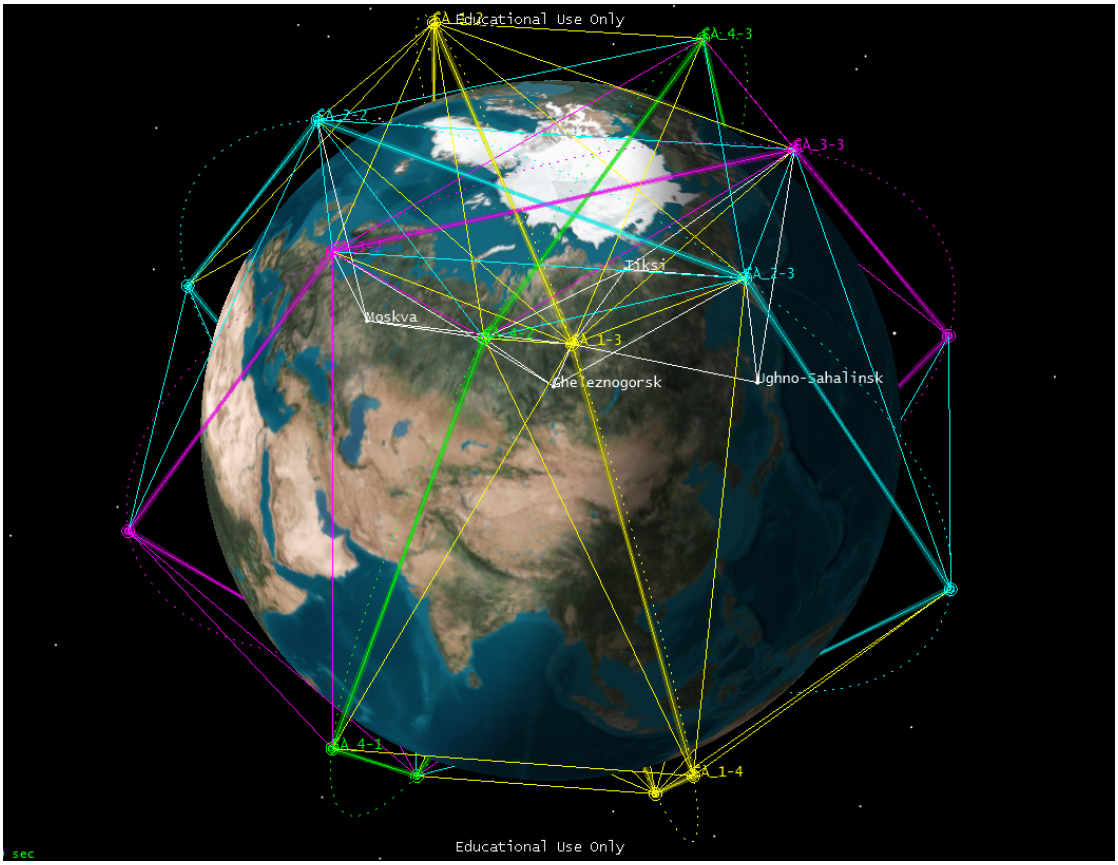


Рис. 4. 3D-модель орбитальной группировки системы «Гонец-Д1М» из 24 КА «Гонец-М1»

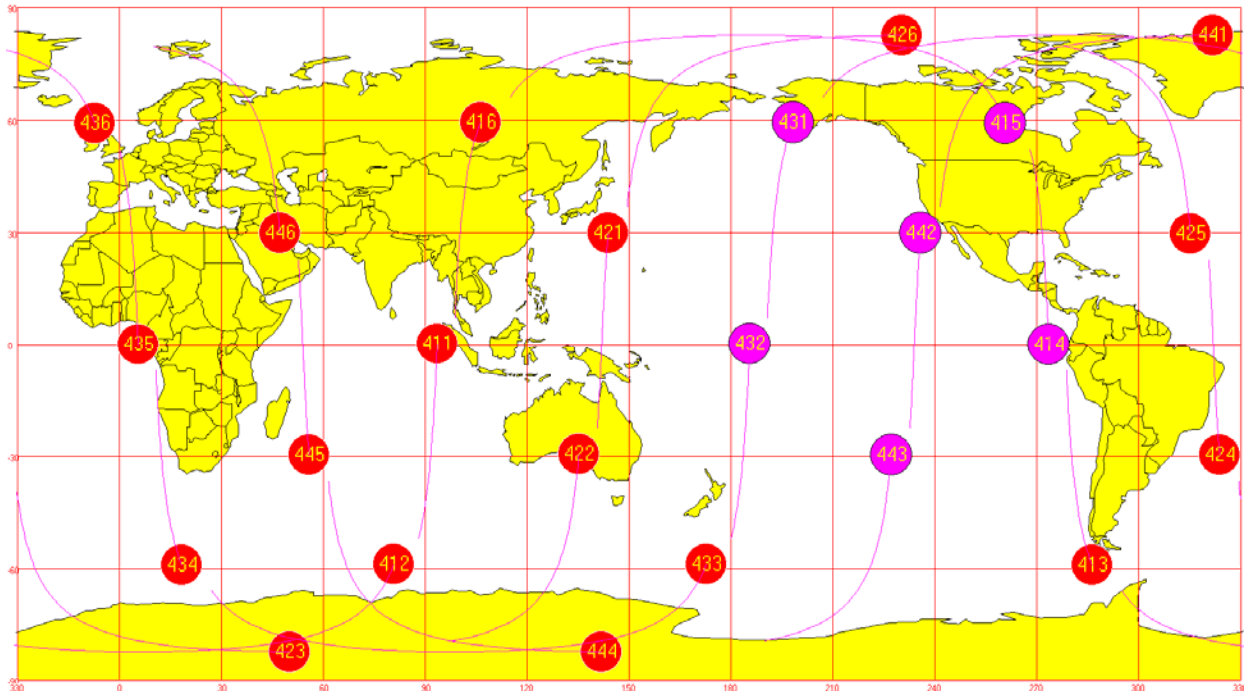


Рис. 5. Орбитальная группировка КА «Гонец-М1» в штатной комплектации

Таблица 4

Время ожидания сеанса связи для системы из 4 плоскостей по 6 КА в каждой

Широта, град.	Время ожидания сеанса связи, мин.		
	Вероятность = 0,9	Вероятность = 0,8	Вероятность = 0,7
0	7,44	2,8	0,67
20	7,95	3,3	0,89
40	1,23	0,0	0,0
50	0,0	0,0	0,0
60	0,0	0,0	0,0
70	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0

Примечание: – широты территории России.

Также на показатель времени ожидания сеанса связи системы «Гонец-Д1М» влияет наземная инфраструктура. Региональные станции, в количестве 4-х штук, размещаемые с учётом их радиовидимостей, в г. Москве, г. Железногорске Красноярского края, п. Тикси Республики Саха, г. Южно-Сахалинске, с использованием фидерной линии, позволяют обеспечить 100 % покрытие территории России, включая территориальные воды, а также бóльшую часть Европы и Азии. На рис. 6 представлено размещение РС системы «Гонец-Д1М» на территории России [6].

Неотъемлемой частью любой системы связи является абонентское оборудование – абонентский терминал (АТ), с помощью которого пользователь, находящийся в любой точке Земного шара, будет иметь возможность пользования услугами связи, предоставляемыми данной системой. Малогабаритный терминал системы «Гонец-Д1М» является универсальным, но не привязан жёстко к определённым условиям эксплуатации. Абоненту присваивается единый сетевой номер, по которому он может зарегистрироваться на любой из региональных станций или непосредственно на КА (как удалённый пользователь). Связь обеспечивается с помощью малогабаритной антенны, устанавливаемой на подоконнике, на крыше дома, в автомобиле пользователя или в любом подходящем для этого месте [7].

АТ имеет ряд существующих и перспективных модификаций, отличающихся предоставляемыми услугами, а также местами их установки (стационарные помещения подвижные объекты, необслуживаемые датчики контроля).

В статье рассмотрена актуальная задача создания отечественной низкоорбитальной спутниковой системы связи. Проведен анализ характеристик составных частей системы и определены основные направления её дальнейшего развития. Создание национальной системы персональной спутниковой связи на базе низкоорбитальных КА является приоритетным направлением государства для решения широкого круга задач обороны и безопасности, социально-экономического развития России и науки.

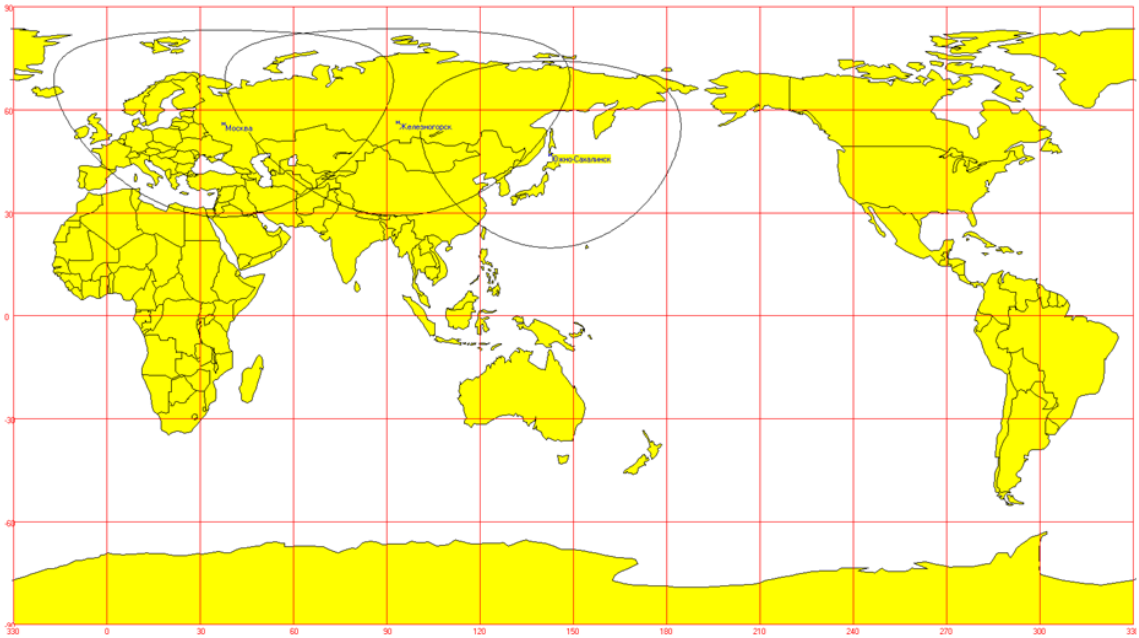


Рис. 6. Размещение РС системы «Гонец-Д1М» на территории России

Библиографический список

1. Камнев В. Е., Черкасов В. В., Чечин Г. В. Спутниковые системы связи. М. : Альпина Паблишер, 2004. 536 с.

2. Имитационное моделирование спутниковых радиосетей / Н. А. Важенин, Ю. М. Галантерник, А. А. Каплунов и др. М. : Изд-во ОАО «НИИ ТП», 1993.

3. Спутниковые системы связи и вещания : справ.-ан. изд. М. : Радиотехника. 2008. Вып. 1. 384 с.

4. Малые космические аппараты информационного обеспечения / под ред. В. Ф. Фатеева. М. : Радиотехника, 2010. 320 с.

5. Глобальная многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М» на базе ОГ КА «Гонец-М» и ОГ КА «Гонец-М1» с улучшенными техническими характеристиками : эскизный проект. Т. 1. Космическая система. ОАО «Спутниковая система «Гонец». М., 2009.

6. Глобальная многофункциональная система персональной спутниковой связи (ГМСПСС) на базе ОГ КА «Гонец-М» и ОГ КА «Гонец-М1» с перспективными характеристиками систем спутниковой связи : эскизный проект. Т. 2. Космический комплекс ГМСПСС «Гонец-Д1М» : кн. 3. Космический аппарат «Гонец-М1», пояснительная записка, ОАО «ИСС», Железногорск Красноярского края, 2009.

7. Глобальная многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М» на базе ОГ КА «Гонец-М» и ОГ КА «Гонец-М1» с улучшенными техническими характеристиками : эскизный проект. Т. 3. Связной комплекс. ОАО «НИИ ТП». М., 2009.

References

1. Kamnev V. E., Cherkasov V. V., Chechin G. V. *Sputnikovyye sistemy svyazi* (Satellite communications systems). Moscow, Pearson publisher, 2004, 536 p.

2. Vazhenin N. A., Галантерник J. M., Kaplunov A. A. et al. *Imitatsionnoye modelirovaniye sputnikovykh radiosetey* (Simulation of satellite radio networks). Moscow, Izd-vo OAO “NII TP”, 1993.

3. *Sputnikovyye sistemy svyazi i veshchaniya : sprav.-an. izd.* (Satellite communication and broadcasting systems. Reference and analytical edition). Moscow, Radiotekhnika, vol. 1, 2008, 384 p.

4. *Malyye kosmicheskiye apparaty informatsionnogo obespecheniya* (Small satellites dataware). Ed. by V. F. Fateeva, Moscow, Radiotekhnika, 2010, 320 p.

5. Global multifunctional personal satellite communication system “Gonets-D1M” on the basis OG SPACECRAFT of “Gonets-M”, and limited the SPACECRAFT of “Gonets-M1 with improved technical characteristics, design, vol. 1, Space system, JSC “Satellite system “Gonets”, Moscow, 2009.

6. Global multifunctional personal satellite communication system (ГМСПСС) on the basis OG SPACECRAFT of “Gonets-M”, and limited the SPACECRAFT of “Gonets-M1 with promising characteristics of the systems of satellite communication, rough draft, vol. 2, Space complex GMPSCS “Gonets-D1M”, bc. 3, spacecraft of “Gonets-M1”, Executive summary, JSC “ISS”, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk Krai, 2009.

7. Global multifunctional personal satellite communication system “Gonets-D1M” on the basis OG SPACECRAFT of “Gonets-M”, and limited the SPACECRAFT of “Gonets-M1 with improved technical characteristics, design, vol. 3, Svyaznoy complex, JSC “NII TP”, Moscow, 2009.

© Кузовников А. В., Тестоедов Н. А., Агуреев В. А., 2013

УДК 629.78.01: 621.396.67

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ СТРУКТУРЫ ЗОНТИЧНОГО РЕФЛЕКТОРА

Д. О. Шендалёв

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

В работе рассматривается методика проектирования формообразующей структуры зонтичного рефлектора. Точность формы поверхности рассматривается как основной критерий – это обусловливает последовательность проектирования. На первом этапе выбирается количество и ориентация точных спиц формообразующей структуры. Второй этап состоит в определении положения и ориентации системы тросового шпангоута и оттяжек точных спиц, удовлетворяющих основному критерию.

Ключевые слова: зонтичный рефлектор, точность поверхности, эффект подушки.

DEVELOPMENT OF SHAPING STRUCTURE FOR UMBRELLA TYPE REFLECTOR

D. O. Shendalev

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

The article considers design process of umbrella reflector shaping structure. The surface accuracy is considered as primary criteria and this defines the sequence of the design process. At the first phase one determines the number and the orientation of profile ribs in shaping structure. The second phase is estimation of geometrical position and orientation of the system of guys and supporting cord to fulfill the primary criteria.

Keywords: umbrella reflector, surface accuracy, pillow effect.

В ОАО «ИСС» разрабатывается ряд космических трансформируемых рефлекторов с диаметром апертуры от 4 до нескольких десятков метров. Современные требования к точности профиля отражающей поверхности таких рефлекторов, выраженные в терминах среднеквадратического отклонения от идеальной поверхности, имеют порядок от нескольких десятых миллиметра до 1…2 мм. Настолько высокие требования в сочетании с традиционным для космических приложений ограничением по массовой характеристике обусловливают необходимость тщательного анализа величин ошибок поверхности от различных источников в процессе проектирования. Можно считать, что точность поверхности и минимальная масса конструкции рефлектора – основные критерии при механическом проектировании.

В статье рассматривается задача выбора проектных параметров формообразующей структуры рефлектора диаметром 4 м (параметрический синтез). Формообразующая структура, в общем случае, представляет собой совокупность конструктивных элементов, установленных на каркасе рефлектора и предназначенных для придания заданной формы отражающей поверхности из металлического сетеполотна.

Объект проектирования. Сетчатый рефлектор, в общем случае, состоит из трёх функциональных элементов: силовая структура, формообразующая структура и отражающая поверхность. Схема конструкции рефлектора приведена на рис. 1.

Силовая структура выполняет функцию жесткого каркаса для поддержки отражающей поверхности. В рассматриваемом рефлекторе (рис. 1) силовая структура включает основание и 16 силовых спиц.

Формообразующая структура предназначена для придания заданной формы отражающей поверхности из натянутого сетеполотна. Для рассматриваемого рефлектора (рис. 1) она состоит из набора плоских профилированных спиц и вантовых систем. Профилированные спицы корневой частью закреплены на силовых спицах, а концевой опираются на вантовую систему. Вантовая система в каждом из шестнадцати секторов представляет собой плоскую систему натянутых шнуров (рис. 2).

Задача проектирования. Точность отражающей поверхности рефлектора является одним из факторов, определяющих потери коэффициента усиления антенны вследствие возникновения фазовых ошибок. Коэффициент усиления – величина, характеризующая эффективность антенны [1–3].

Итоговая точность поверхности рефлектора на орбите определяется рядом факторов, вызывающих отклонения поверхности. Можно выделить три основные группы отклонений:

1. Отклонения вследствие медленно меняющихся искажений поверхности (например, от температурных деформаций каркаса рефлектора).
2. Систематические отклонения, определяемые конструкцией рефлектора.
3. Случайные погрешности.

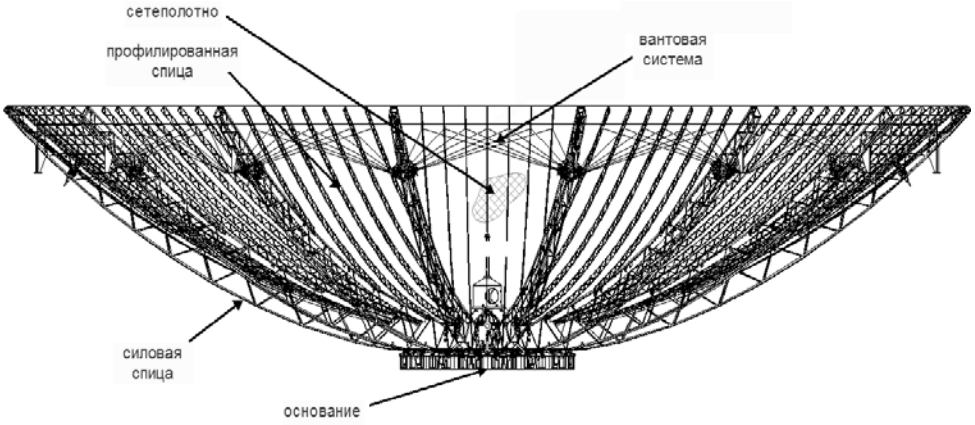


Рис. 1. Структура рефлектора

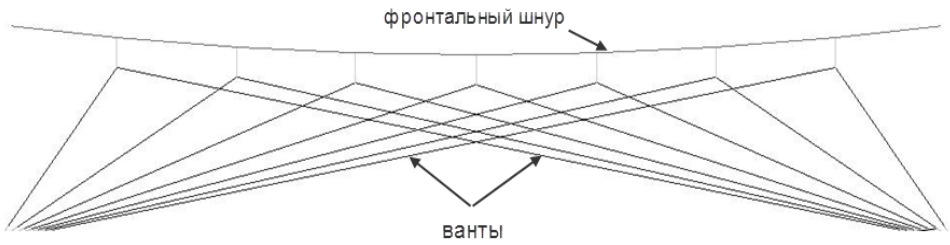


Рис. 2. Вантовая система в секторе рефлектора

Отклонений первой группы определяются, преимущественно, деформациями силового каркаса рефлектора.

К источникам систематических отклонений относят разбивку поверхности на фацеты или клинья, эффект подушки [4], а также отклонения вследствие деформаций конструкции под действием силы тяжести [1]. Влияние жесткости силового каркаса на величину отклонений поверхности от действия веса можно исключить технологически, применением системы компенсации деформаций от силы тяжести, поэтому систематические отклонения определяются, в основном, параметрами формообразующей структуры.

Случайные погрешности обусловлены технологическими допусками в процессе изготовления и их величины определяются, в основном, культурой производства.

На начальном этапе разработки рефлектора составляется так называемый проектный бюджет точности – определение вклада каждой группы отклонений в итоговую точность. Составление бюджета точности основывается, как правило, на имеющемся опыте разработки. В частности, вклад случайных погрешностей определяется исходя из особенностей производства. Однако, поскольку случайные отклонения обладают высокой степенью неопределенности, при проектировании необходимо стремиться к минимизации вкладов двух других групп.

С учетом, вышесказанного, выбор проектных параметров формообразующей структуры должен осуществляться с учетом минимизации величины систематических отклонений поверхности: точность поверхности выбирается в качестве целевой функции. Масса конструкции в данном случае выступает в роли ограничения (предельная масса задается в техническом задании на проектирование рефлектора).

Математическая модель точности поверхности. Связь точности поверхности с величиной потерь коэффициента усиления при наличии случайных отклонений представлена в статье [3]. В работе [1] говорится, что соотношения, приведённые в [3], применимы и для систематических отклонений при условии расчета отклонений относительно параболической поверхности, вписанной с использованием метода наименьших квадратов в массив точек искаженной поверхности. Таким образом, математическая модель точности поверхности включает модель формы искаженной поверхности и алгоритм отыскания методом наименьших квадратов вписанной поверхности и среднеквадратического отклонения (СКО).

Такая математическая модель была использована для получения упрощенных моделей точности, представленных в виде функциональных зависимостей точности от параметров разбивки поверхности на фацеты или клинья (см., например [5]). Однако упрощенные модели разработаны только для ограниченного числа видов разбивки и не учитывают влияния на точность деформаций поверхности от силы тяжести. Поэтому в настоящей работе была применена полная модель точности. При этом модель формы поверхности

описывалась при помощи метода конечных элементов, реализованного в программном обеспечении Ansys [7]. Параметризация конечно-элементных моделей осуществлялась при помощи языка параметрического моделирования APDL [7].

В процессе проектирования предполагается, что все регулировочные точки (по две точки на каждую профилированную спицу – вблизи шарнирного узла и в опоре на вантовую систему) находятся на идеальной поверхности, заданной в техническом задании на рефлектор. Для рассматриваемого рефлектора такой поверхностью является параболоид вращения с фокусным расстоянием ~1,2 м и для его обозначения в настоящей работе используется термин *теоретический параболоид*.

Термином *вписанный параболоид* обозначена упомянутая выше параболическая поверхность, вписанная при помощи метода наименьших квадратов в массив точек расчетной искаженной поверхности. При этом накладывается ограничение равенства фокусного расстояния теоретического и вписанного параболоидов. Следует отметить также, что ввиду наличия осевой симметрии систематических отклонений поверхности рефлектора, смещение вершины и фокуса вписанного параболоида относительно теоретического происходит только вдоль фокальной оси (оси рефлектора).

На этапе проектирования отклонения обычно рассчитывают вдоль оси параболоида (при измерениях реальной поверхности в качестве отклонения принимают расстояние от измеряемых точек до идеальной поверхности по нормали). Такой подход позволяет получать оценку сверху потерь коэффициента усиления антенны [1]. При этом, для случая расчета формы поверхности методом конечных элементов, СКО относительно теоретического параболоида находится по формуле

$$\delta_{rms,z} = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\Delta z_i^2} \ ,$$

где Δz_i – отклонение i-го узла конечно-элементной модели поверхности от параболоида вдоль оси Z (ось параболоида вращения); N – количество узлов модели поверхности.

С учетом вышеприведенного замечания о положении вписанного параболоида, СКО относительно него рассчитывают по формуле

$$\delta_{rms,z} = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left(\Delta z_i - \Delta Z^0\right)} \ ,$$

где ΔZ^0 – средняя величина отклонений.

Определение параметров установки профилированных спиц. Целью первого этапа параметрического синтеза формообразующей структуры являлось определение минимального количества профилированных спиц, позволяющего удовлетворить требованию по точности, и параметров их установки. Основные результаты, полученные автором, представлены в работе [5].

Требуемая величина точности отражающей поверхности равнялась 0,3 мм. Параметры установки показаны на рис. 3 (ввиду наличия симметрии показана половина сектора).

Исходный вариант установки представлял собой шесть профилированных спиц, расположенных в параллельных плоскостях (рис. 4). Точность поверхности исходного варианта составляла 2,1 мм.

Алгоритм поиска наиболее рациональных параметров установки профилированных спиц состоял из следующих этапов:

1. Последовательное увеличение количества спиц в секторе до достижения точности, близкой к заданной.
2. Последовательное увеличение углов установки спиц (рис. 3) до достижения минимального значения среднеквадратического отклонения с учетом конфигурации спиц, определенной на шаге 1.
3. Варьирование расстоянием между концами спиц (рис. 3) до достижения минимального значения среднеквадратического отклонения с учетом конфигурации спиц, определенной на шаге 2. Направление изменения величин параметров определялось на основе визуального анализа распределения отклонений по поверхности.

В результате была выбрана следующая конфигурация: 8 спиц на сектор (7 спиц внутри сектора и одна – вдоль радиальной границы), α_1 = 0,9°, α_2 = 1,9°, α_3 = 2,9°, l_1 = 0,279 м, l_2 = 0,186 м, l_3 = 0,093 м (рис. 3). Конечный вариант показан на рисунке 4.

Точность поверхности конечного варианта составила 0,25 мм.

Определение параметров установки вантовой системы. На втором этапе параметрического синтеза формообразующей структуры определялись параметры установки вантовой системы (рис. 6). При этом рассматривались два аспекта влияния этих параметров на точность поверхности: деформация профилированных спиц от воздействия натянутого сетеполотна, а также деформации формообразующей структуры рефлектора под действием силы тяжести.

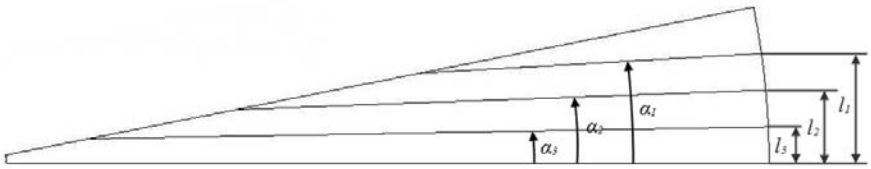


Рис. 3. Параметры установки профилированных спиц

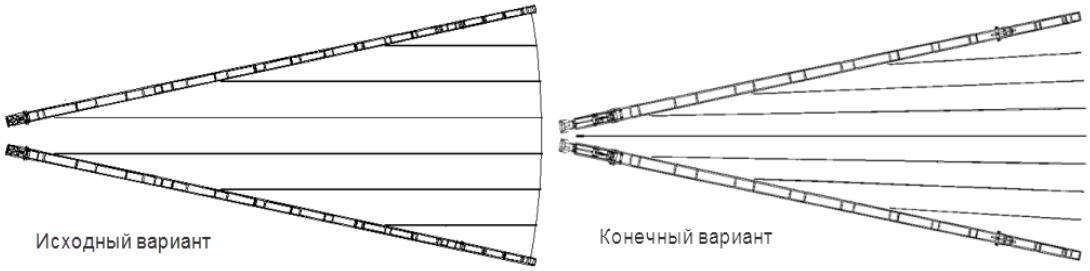


Рис. 4. Определение количества и расположения профилированных спиц

Рис. 5. Схема силового воздействия на профилированную спицу

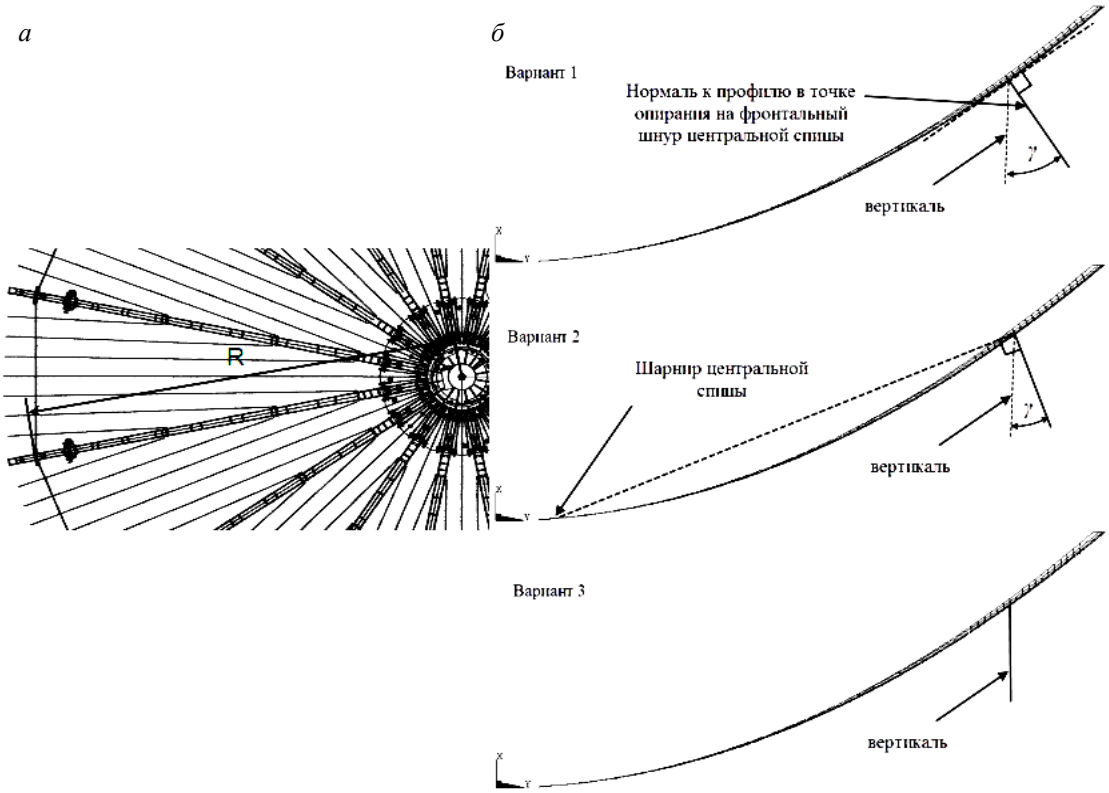


Рис. 6. Параметры, описывающие положение и ориентацию вантовой системы

Деформация профилированных спиц при заданной жесткости в составе рефлектора зависит от натяжения сетеполотна и положения опоры на вантовую систему. На рис. 5 показана схема крепления спицы в составе рефлектора и схема воздействия на спицу со стороны сетеполотна. В корне профилированная спица крепится шарнирно на силовой каркас рефлектора. Поскольку положение корневой опоры и натяжение

сетеполотна неизменны, форма деформации спицы определяется точкой приложения и ориентацией реакции со стороны вантовой системы. Ориентация реакции, в свою очередь, определяется углом установки γ вантовой системы в секторе рефлектора (рис. 6, *б*).

Деформация вантовой системы под действием силы тяжести определяют общую деформацию формообразующей структуры для положения рефлектора раскрывом вверх (при проведении настройки профиля).

Как деформация профилированных спиц, так и провисание формообразующей структуры под действием веса снижают точность поверхности рефлектора. Поэтому, с учетом замечания о необходимости минимизации величины систематической погрешности, цель второго этапа параметрического синтеза формообразующей структуры была сформулирована следующим образом: определить положение и ориентацию вантовой системы, обеспечивающие 1) минимальное снижение точности от деформации профилированных спиц натянутым сетеполотном в условиях невесомости и 2) минимальную ошибку настройки профиля вследствие деформаций от силы тяжести.

Положение вантовой системы описывалось расстоянием R от оси рефлектора до точки крепления фронтального шнура (см. рис. 2) к силовой спице (рис. 6, *а*). Ориентация (угол установки) вантовой системы определялась углом между плоскостью системы и плоскостью, параллельной оси рефлектора и проходящей через две точки крепления фронтального шнура (см. рис. 2) к соседним силовым спицам (на рис. 6, б угол показан для положения рефлектора раскрывом вверх). Было рассмотрено три варианта определения плоскости вантовой системы (рис. 6, *б*).

Вариант 1. Плоскость определяется направлением нормали к профилю центральной (расположенной в середине сектора) профилированной спицы в точке опирания на вантовую систему.

Вариант 2. Плоскость определяется перпендикуляром к отрезку, соединяющему шарнирный узел центральной профилированной спицы с точкой её опирания на вантовую систему и лежащему в плоскости этой спицы.

Вариант 3. Плоскость ориентирована параллельно оси рефлектора.

Поиск параметров установки вантовой системы, обеспечивающих минимальное снижение точности от деформации профилированных спиц, осуществлялся следующим образом.

1. Для каждого варианта определения ориентации вантовой системы (рис. 6, *б*) был задан ряд значений параметра R (рис. 6, *а*).

2. С использованием параметрического моделирования в среде Ansys для каждой комбинации параметров были построены конечно-элементные модели формообразующей структуры. При построении моделей учитывались компоновочные ограничения рефлектора на космическом аппарате. Модели учитывали натяжение сетеполотна и шнуров. Внешние нагрузки не прикладывались.

3. По каждой из моделей был произведен расчет формы профиля и оценено СКО относительно исходного (теоретического) и вписанного параболоидов.

4. Полученные величины среднеквадратических отклонений были представлены в виде графических зависимостей от параметра R (рис. 6, *а*).

5. Построенные зависимости анализировались с целью определения комбинации параметров, обеспечивающих удовлетворение заданному критерию.

Алгоритм поиска комбинации параметров установки вантовой системы, обеспечивающих минимальную ошибку настройки профиля вследствие деформаций от силы тяжести, отличался от тем, что в расчетные модели были введены внешние нагрузки, соответствующие действию силы тяжести в положении рефлектора раскрывом вверх. При этом дополнительно строились зависимости максимальных деформаций вантовой системы от параметра R (рис. 6, *а*).

Минимизация отклонений поверхности от деформации спиц внутренними усилиями. Предварительно, для оценки степени расхождения результатов расчетов по разным конечно-элементным моделям был проведен следующий анализ. В моделях, построенных для каждого из трех вариантов ориентации вантовой системы, была сымитирована абсолютная жесткость профилированных спиц и вант (введены ограничения поступательных степеней свободы соответствующих узлов конечно-элементной модели). По каждой из трех моделей была рассчитана форма поверхности в невесомости и оценено СКО относительно теоретического и вписанного параболоидов. В табл. 1 приведены результаты расчета. В табл. 2 приведены в процентном виде расхождения в величинах СКО, полученных по разным моделям. При расчете СКО от теоретического параболоида, разброс значений не превышает 1 % (~ 0,0049 мм), а при расчете от вписанного параболоида – 0,5 % (~ 0,0014 мм). Полученные величины предельных расхождений были использованы для оценки диапазона изменения параметра R (рис. 6, *а*), в котором различием между вариантами ориентации можно пренебречь.

На рис. 7 и 8 приведены полученные зависимости СКО относительно теоретического параболоида и относительно вписанного параболоида от параметра R (рис. 6, *а*). Зависимости на рис. 7 и 8 зависимости имеют выраженные минимумы.

Таблица 1

Результаты расчета СКО без учета жесткости спиц

Варианты	СКО относительно теор. параболоида, мм	СКО относительно вписанного параболоида, мм
Вариант 1	0,4815	0,2749
Вариант 2	0,4843	0,2758
Вариант 3	0,4855	0,2759

Таблица 2

Предельное расхождение в величинах СКО при расчете по разным моделям

Различие между вариантами	1–2	1–3	2–3
СКО от теоретического параболоида	0,6 %	0,8 %	0,2 %
СКО от вписанного параболоида	0,3 %	0,4 %	0,1 %

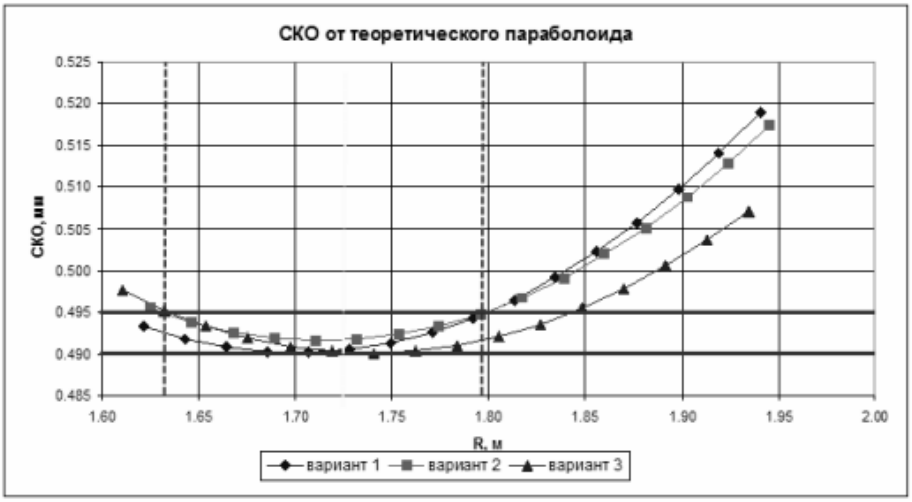


Рис. 7. СКО поверхности в невесомости от теоретического параболоида

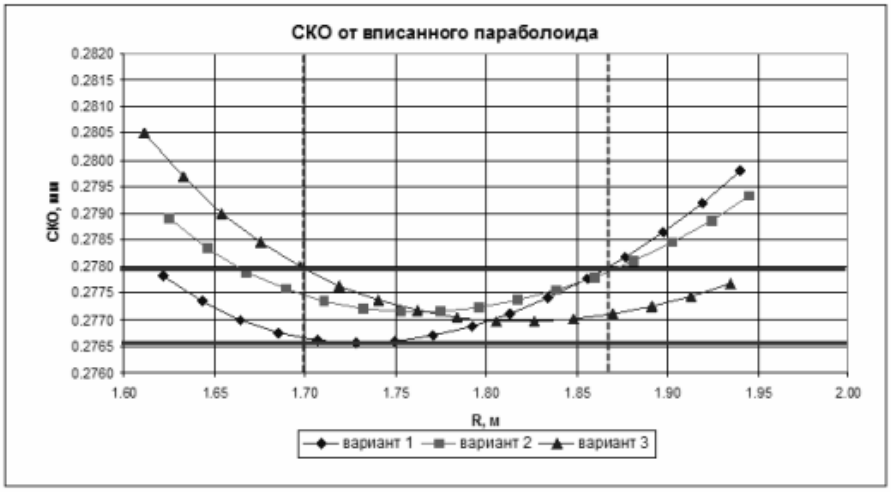


Рис. 8. СКО поверхности в невесомости от вписанного параболоида

Однако для окончательного вывода, учитывая полученные величины расхождения СКО для разных моделей (табл. 2), целесообразно оценить диапазон значений параметра R, в пределах которого различие между вариантами ориентации несущественно. Оценка диапазонов была выполнена следующим образом. Через точку минимума СКО проводилась горизонтальная линия, соответствующая нижней границе интервала, равного предельному расхождению СКО. Верхняя граница интервала отстояла от нижней на величину 0.0049 мм при оценке СКО относительно теоретического параболоида и на 0.0014 мм при оценке относительно вписанного параболоида. Границы диапазона параметра R определялись ближайшими друг к другу точками пересечения линией верхней границы интервала СКО с ветвями зависимостей, расположенных по разные стороны от минимумов (рис. 7 и 8).

Для случая расчета СКО относительно теоретического параболоида был получен диапазон значений параметра *R* (рис. 6) ~ 1,63 м … 1,80 м (рис. 7). В этом диапазоне располагаются минимумы СКО для всех вариантов ориентации вантовой системы. Можно считать, что в указанном диапазоне любой из вариантов ориентации обеспечивает минимальное снижение точности поверхности при ее оценке относительно теоретического параболоида.

Для случая расчета СКО относительно вписанного параболоида диапазон значений параметра R составил ~

1,70 м … 1,87 м (рис. 8). В этом случае диапазон также охватывает минимумы СКО для всех вариантов.

Чтобы удовлетворить обоим подходам в расчете СКО, найдем пересечение полученных диапазонов параметра *R*: 1,70 м … 1,80 м. Диапазон-пересечение был расширен вправо до 1,83 м для включения в него точки минимума зависимости СКО относительно вписанного параболоида для третьего варианта ориентации вантовой системы (рис. 6, б).

Таким образом, при размещении вантовой системы любой из трех рассмотренных вариантов ориентации (рис. 6, б) в диапазоне параметра *R* ~ 1,70…1,83 м, обеспечивается минимальное снижение точности поверхности за счет деформирования профилированных спиц от натяжения сетеполотна. По полученным результатам нельзя сделать вывод о преимуществе какого-либо из вариантов ориентации плоскости вантовой системы в рассматриваемом диапазоне значений параметра *R*.

Минимизация ошибки поверхности от действия силы тяжести. Рассматривалось положение рефлектора, в котором производится настройка профиля в процессе изготовления: раскрывом вверх.

На рис. 9 представлены зависимости вертикального перемещения середины вантовой системы сектора от параметра *R* (рис. 6, а) для трех рассматриваемых вариантов ориентации (рис. 6, б). По рис. 9 видно, что третий вариант ориентации вантовой системы обеспечивает минимальные перемещения во всем рассматриваемом диапазоне *R*.

На рис. 10 приведены зависимости СКО расчетной поверхности в поле сил тяжести относительно теоретического параболоида от параметра *R* для трех вариантов ориентации вантовой системы (рис. 6, б). На рис. 11 – зависимости СКО относительно параболоида, вписанного в расчетную поверхность в невесомости. Зависимости на рис. 11 были построены с целью использования их для расчета абсолютного изменения СКО при переходе поверхности из невесомости в поле сил тяжести. При этом в качестве базовой была принята форма поверхности в невесомости.

На рис. 12 и 13 приведены зависимости от параметра *R* абсолютной разницы СКО поверхности в невесомости и в условиях гравитации соответственно от теоретического параболоида и от параболоида, вписанного в поверхность в невесомости.

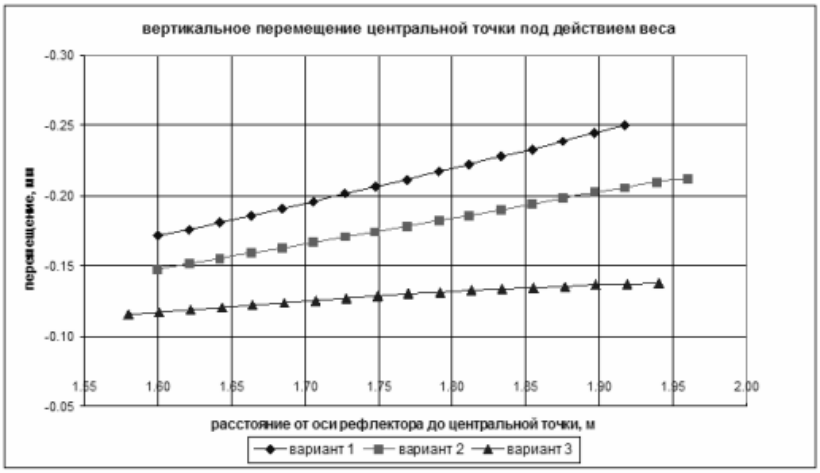


Рис. 9. Прогиб вантовой системы под действием силы тяжести

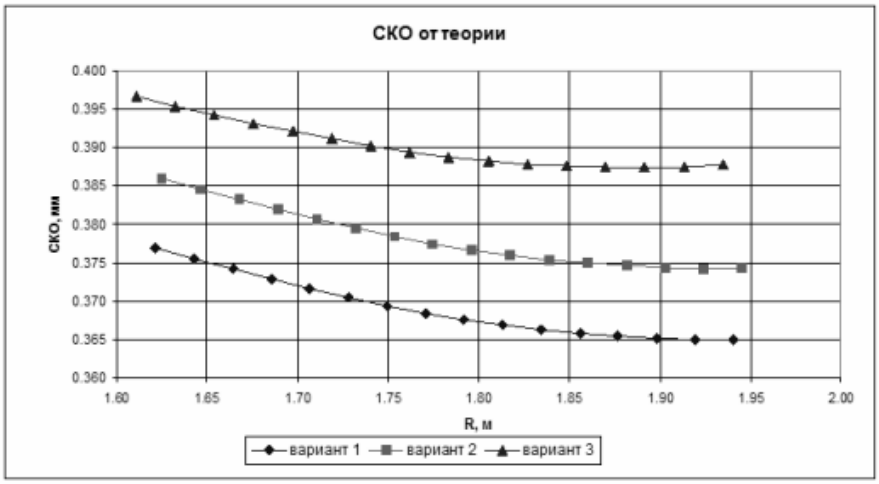


Рис. 10. СКО поверхности в условиях гравитации от теоретического параболоида

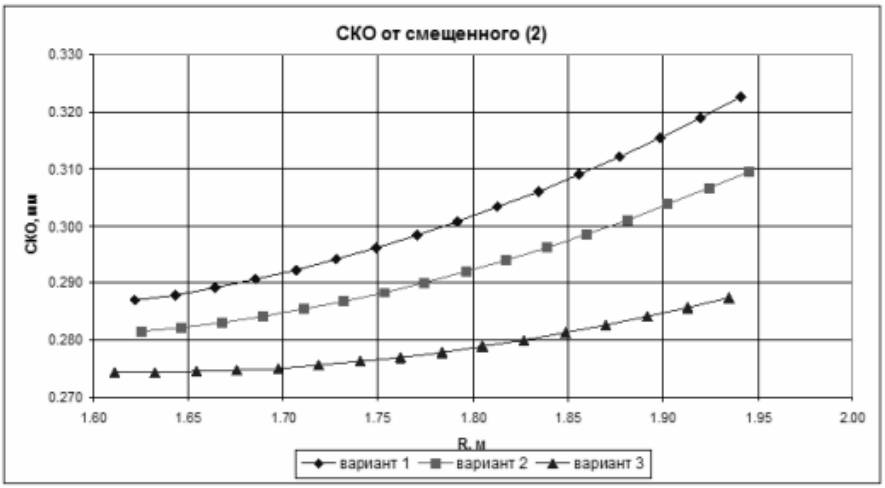


Рис. 11. СКО поверхности в условиях гравитации от параболоида, вписанного в поверхность в невесомости

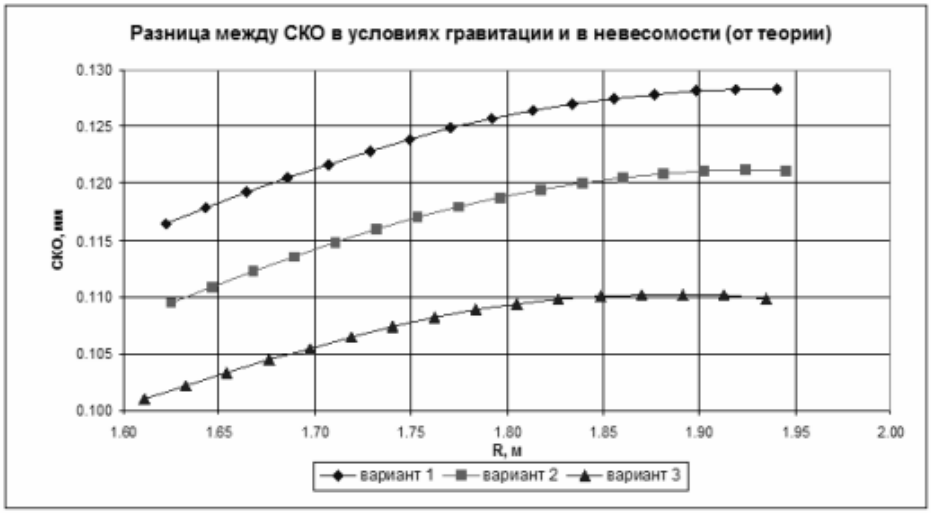


Рис. 12. Абсолютная разница СКО от теоретического параболоида

Рис. 13. Абсолютная разница СКО от вписанного параболоида

По зависимостям на рис. 12 и 13 можно видеть, что в диапазоне параметра R, обеспечивающем минимальное снижение точности за счет деформации профилированных спиц внутренними усилиями (1,70–1,83 м), минимальное абсолютное изменение СКО дает третий вариант ориентации вантовой системы (рис. 6, б).

На основании анализа полученных зависимостей был выбран третий вариант ориентации вантовой системы. С учетом выбранного варианта ориентации диапазон параметра R был скорректирован таким образом, чтобы в его середине находился минимум СКО поверхности относительно вписанного параболоида для третьего варианта (рис. 8): 1,75–1,85 м.

На основании анализа источников искажения поверхности сетчатого рефлектора было предложено при параметрическом синтезе формообразующей структуры в качестве целевой функции использовать точность поверхности.

Поскольку для типа разбивки поверхности рассматриваемого рефлектора не существует упрощенных математических моделей точности, была применена модель на основе расчета формы поверхности методом конечных элементов. Параметризация модели формы поверхности была выполнена при помощи языка параметрического моделирования APDL, входящего в состав программного обеспечения для конечно-элементного анализа ANSYS.

Параметрический синтез формообразующей структуры был проведен в два этапа. На первом этапе было определено минимальное количество абсолютно жестких профилированных спиц, позволяющее обеспечить заданную точность, а также определены наиболее рациональные параметры, описывающие их положение и ориентацию. На втором этапе были найдено наиболее рациональные положение и ориентация вантовой системы в каждом из секторов рефлектора. При этом были рассмотрены два аспекта влияния параметров установки вантовой системы на точность: деформирование профилированных спиц от натяжения сетеполотна и деформация формообразующей структуры под действием силы тяжести.

Аналогичный подход к определению проектных параметров конструкции формообразующей структуры может применяться при разработке других типов космических сетчатых рефлекторов. Параметризованные конечно-элементные модели, создаваемые в процессе проектирования, могут быть использованы также для разработки требований по жесткости входящих элементов конструкции формообразующей структуры.

Библиографические ссылки

1. Tibert, G. Deployable tensegrity structures for space applications: Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech. kth.se/thesis/2002/phd /phd_2002_gunnar_tibert.pdf

2. Pontoppidan, K. Electrical consequences of mechanical antenna characteristics // ESA Workshop on Mechanical Technology for Antennas / ESA/ESTEC. Noordwijk, Netherlands, 1984. p. 41–47.

3. Ruze, A. G. Antenna tolerance theory – a review // Proceedings of the IEEE. 1966. Vol. 54 (4). p.633-640.

4. Гряник М. В., Ломан В. И. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. М. : Радио и связь, 1987. 72 с.

5. Шендалёв Д. О. Проектирование формообразующей структуры раскрываемой антенны // Решетневские чтения: материалы XIII Междунар. науч. конф. (10-12 нояб. 2009, г. Красноярск): в 2 ч. ; под общ. ред. Ю. Ю. Логинова / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. Ч. 1. с. 96–97.

6. Hedgepeth, J.M. Accuracy Potentials for Large Space Antenna Reflectors with Passive Structure // AIAA Journal of Spacecraft and Rockets. 1982. Vol. 19, No. 3. p. 211–217.

7. ANSYS Help System [Electronic resource] / ANSYS, Inc. 2009. Release 12.1.

References

1. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications [Availableat]: Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech. kth.se/thesis/2002/phd /phd_2002_gunnar_tibert.pdf

2. Pontoppidan K. Electrical consequences of mechanical antenna characteristics. ESA Workshop on Mechanical Technology for Antennas. ESA/ESTEC. Noordwijk, Netherlands, 1984, p. 41–47.

3. Ruze A. G. Antenna tolerance theory – a review. Proceedings of the IEEE. 1966, vol. 54 (4). p. 633–640.

4. Gryanik M. V., Loman, V. I. Unfurlable reflective antennas of umbrella type. Moscov, Radio i svyaz, 1987, 72 p.

5. Shendalev D.O. Proceedings of XIII International science conference “Reshetnev reading”. (10–12 Nov. 2009, Krasnoyarsk); edited by. Yu. Yu. Loginov. SibSAU. Krasnoyarsk, 2009, vol. 1, p. 96–97.

6. Hedgepeth J. M. Accuracy Potentials for Large Space Antenna Reflectors with Passive Structure. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets. 1982, vol. 19, no. 3, p. 211–217.

7. ANSYS Help System [Availableat]. ANSYS, Inc. 2009. Release 12.1.

© Шендалёв Д. О., 2013

УДК 629.78.08.002.71

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ, ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ, ИСПЫТАНИЙ И ЭКСПЛУАТАЦИИ АМОРТИЗАЦИОННЫХ ПЛАТФОРМ ДЛЯ ЗАКРЕПЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ТРАНСПОРТНОМ КОНТЕЙНЕРЕ

Н. А. Тестоедов[2], С. Н. Лозовенко[1], Е. Н. Головёнкин[2], А. И. Антипьев[1], А. В. Цайтлер[2]

[1] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[2] Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: loco@iss-reshetnev.ru

Рассмотрены варианты конструктивного исполнения, особенности, технологии изготовления, отработки и эксплуатации амортизационных платформ, разработанных в ОАО «ИСС». Предметом работы является проблема доставки автоматических космических аппаратов без снижения требуемых показателей надежности. Одним из путей решения поставленной задачи является снижение негативного воздействия механических нагрузок на автоматические космические аппараты путем использования амортизационных платформ для их закрепления в транспортном контейнере. Представлены результаты исследований в области построения системы амортизации на основе тросовых виброизоляционных элементов. Описана технология изготовления и отработки тросовых амортизаторов с требуемыми виброзащитными характеристиками. Описаны результаты практического применения полученных результатов. Результаты могут быть применимы в ракетно-космической отрасли и в иных областях, в которых используются средства вибрационной защиты.

Ключевые слова: тросовый амортизатор, амортизационная платформа, транспортный контейнер, космический аппарат.

SOME ASPECTS OF ALTERNATE DESIGN, PRODUCTION TECHNOLOGY, TESTS AND OPERATION OF AMORTIZATION PLATFORM FOR FIXATION OF AUTOMATIC SPACECRAFT IN TRANSPORT CONTAINER

N. A. Testoedov[2], S. N. Lozovenko[1], E. N. Golovenkin[2], A. I. Antipiev[1], A. V. Tsaytler[2]

[1] JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia
[2]Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31“Krasnoyarskiy Rabochiy” prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: loco@iss-reshetnev.ru

The variants of alternate design, features, manufacturing technique, trying out and operation of cowcatchers, manufactured by JSC “ISS”, are reviewed. The subject of this work is a problem of shipment of the automatic spacecraft without reducing the required reliability. One of the solutions is to reduce the negative impact of the mechanical stress on the automatic spacecraft using the amortization platform for their fixing in the transport container. Results of researches in the field of vibration isolation system design based on the flexible vibration-isolating elements are presented. The production technology and testing of the rope shock absorbers with the required vibration isolation characteristics are described. Results of practical application of the received results are reviewed. The results can be applied in the space-rocket field and other fields, where vibration protection means are used.

Keywords: rope shock absorber, amortization platform, transport container, spacecraft.

В виду высоких требований к обеспечению безопасности автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки при транспортировании, эффективным способом их защиты от воздействия динамических нагрузок (вибрации, ударных нагрузок, акустических колебаний) является применение амортизационных платформ для закрепления автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки в транспортном контейнере.

Система амортизации должна обеспечивать защиту автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки от воздействия динамических нагрузок по трем взаимно перпендикулярным направлениям [1]:

а) в направлении перпендикулярном горизонтальной поверхности контейнера;

б) в направлении поперечном направлению движения транспортного средства;

в) в направлении движения транспортного средства.

В настоящее время используются различные средства гашения динамических нагрузок, успешно используемые в различных областях техники.

Научно-практический опыт, накопленный в ОАО «ИСС» при наземной эксплуатации космических аппаратов и их полезной нагрузки, позволяет достаточно уверенно сказать, что наиболее эффективным способом их защиты от негативного воздействия динамических нагрузок, возникающих при транспортировании, является применение в конструкции транспортных контейнеров систем амортизации (амортизационных платформ) на базе тросовых амортизаторов. Тросовые амортизаторы выбраны по ряду преимуществ, в сравнении с другими видами амортизаторов, главными из которых являются [1]:

– более эффективное демпфирование динамической нагрузки;

– меньшие массогабаритные характеристики, что очень важно, учитывая ограничения перевозчика по размерам транспортных контейнеров.

Демпфирование обеспечивается за счет сухого трения между проволоками и прядями стального каната, при этом механическая энергия преобразуется в тепловую, что обеспечивает увеличение эффективности ударо- и виброзащиты с увеличением амплитуды перемещения. А при попадании системы в область резонансных частот амплитуда колебаний тросовых амортизаторов увеличивается в 4–8 раза против 4–6 раз у резинометаллических амортизаторов.

Патентная база данных содержит описание различных вариантов конструктивного исполнения тросовых амортизаторов [2]:

1. С прямоугольными планками (рис. 1).
2. С кольцевыми пластинами и радиальными отверстиями под трос (рис. 2).
3. С плоскими и волнообразными изогнутыми кольцевыми пластинами (рис. 3).
4. С прямоугольными пластинами и хомутами под трос (рис. 4).

Тросовые амортизаторы с прямоугольными планками (рис. 1) в сравнении с остальными представленными вариантами конструктивного исполнения тросовых амортизаторов обеспечивают устойчивость к боковым воздействиям и наиболее просты в изготовлении.

Тросовые амортизаторы, разработанные в ОАО «ИСС», (рис. 5) представляют собой конструкцию, содержащую упругий элемент в виде спирали из стального каната, четыре пластины (внутренние и внешние) с выемками под канат, установленные по две на витках каната в диаметрально противоположных точках окружности спирали [3].

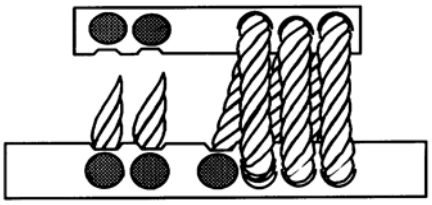


Рис. 1. Тросовый амортизатор с прямоугольными планками

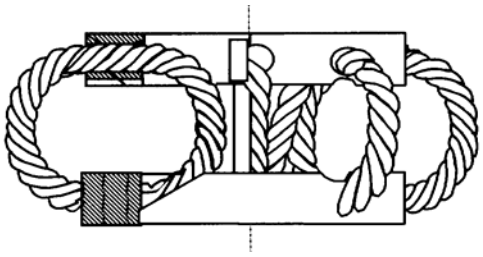


Рис. 2. Тросовый амортизатор с кольцевыми пластинами и радиальными отверстиями под трос

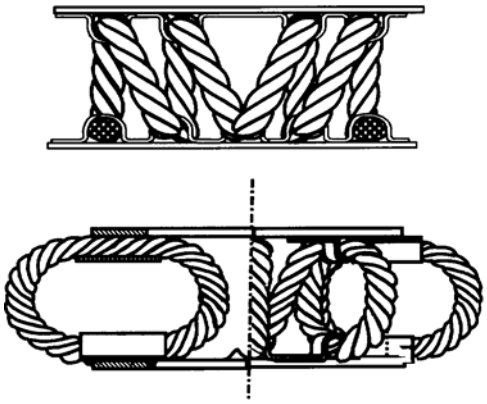


Рис. 3. Тросовый амортизатор с плоскими и волнообразными изогнутыми кольцевыми пластинами

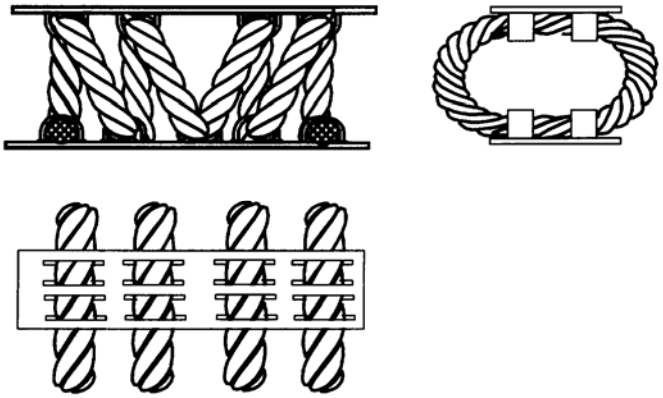


Рис. 4. Тросовый амортизатор с прямоугольными пластинами и хомутами под трос

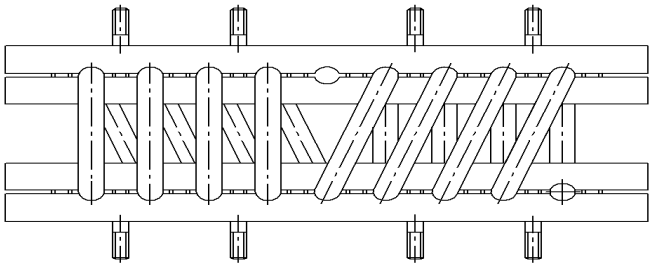


Рис. 5. Схема расположения витков каната в амортизаторе КТ-КА.9640-150

Конструктивной особенностью тросовых амортизаторов разработки ОАО «ИСС» является расположение витков каната, которое обеспечивает устойчивость к боковым усилиями и равномерно распределяет действующую нагрузку по конструкции амортизатора. Количество витков каната выбирается с учетом заданной нагрузки на тросовый амортизатор, исходя из требуемой жесткости и несущей способности амортизатора.

В общем случае эффективность работы системы амортизации определяется коэффициентом виброизоляции [4]:

$$\beta = \frac{1}{\sqrt{\left(1-\frac{\omega^2}{f^2}\right)^2 + \left(\frac{1}{K_d}\left(\frac{\omega}{f}\right)^2\right)^2}},$$

где f – собственная частота колебаний системы амортизации с космическим аппаратом или его полезной нагрузкой; ω – частота возбуждения; K_d – коэффициент динамичности.

Очевидно, что система виброизоляции эффективна только в том случае, когда отношение ϖ/f велико, т. е. если собственная частота системы амортизации мала по сравнению с частотой возмущения.

Одним из методов снижения частоты собственных колебаний системы амортизации без уменьшения ее жесткости является искусственное увеличение массы объекта.

Анализ практических результатов испытаний тросовых амортизаторов, разработанных в ОАО «ИСС», показал, что собственная частота колебаний системы амортизации на базе тросовых амортизаторов с космическим аппаратом или его полезной нагрузкой в боковом направлении составляет 2–7 Гц, в вертикальном направлении 5–12 Гц. Данный диапазон частот собственных колебаний является еще одним преимуществом в сравнении с другими видами амортизаторов, так как расчетное значение эффективности системы амортизации достигается при частоте 7 Гц и ниже (например, собственная частота колебаний системы амортизации на базе резинометаллических амортизаторов составляет порядка 25 Гц).

В ОАО «ИСС» разработаны и используются различные технологии изготовления тросовых амортизаторов.

Рассмотрим технологический процесс изготовления тросовых амортизаторов на примере изготовления амортизаторов КТ-КА.9640-150.

Для начала необходимо подготовить канат к вытяжке (рис. 6, 7).

Далее производится вытяжка каната для стабилизации и равномерного распределения проволочек в канате. По окончании вытяжки необходимо проверить канат на отсутствие обрывов проволок и механических повреждений. В настоящее время ОАО «ИСС» в качестве оборудования используемого для вытяжки каната использует автоматизированную систему САУ-СН-10К, при использовании которой нагружение производится с помощью задания оператором необходимой нагрузки через систему на гидроцилиндр, соединенный с канатом.

Следующими этапами изготовления тросовых амортизаторов являются подготовка, навивка каната на пластины и сборка тросового амортизатора (рис. 8–11).

К технологии изготовления тросовых амортизаторов необходимо относиться с особым вниманием и ответственностью. Кажущаяся на первый взгляд простота описанной технологии вытяжки и навивки каната таит в себе сложные конструкторские проработки, правильность которых выясняется после проведения испытаний тросовых амортизаторов.

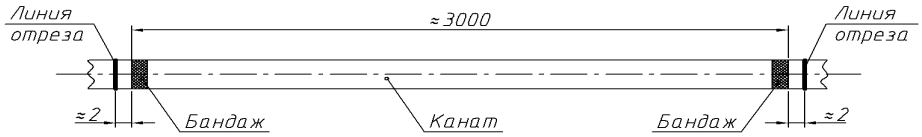


Рис. 6. Подготовка каната к вытяжке

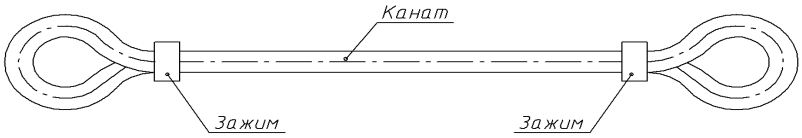


Рис. 7. Заделка концов каната петлей и установка зажимов

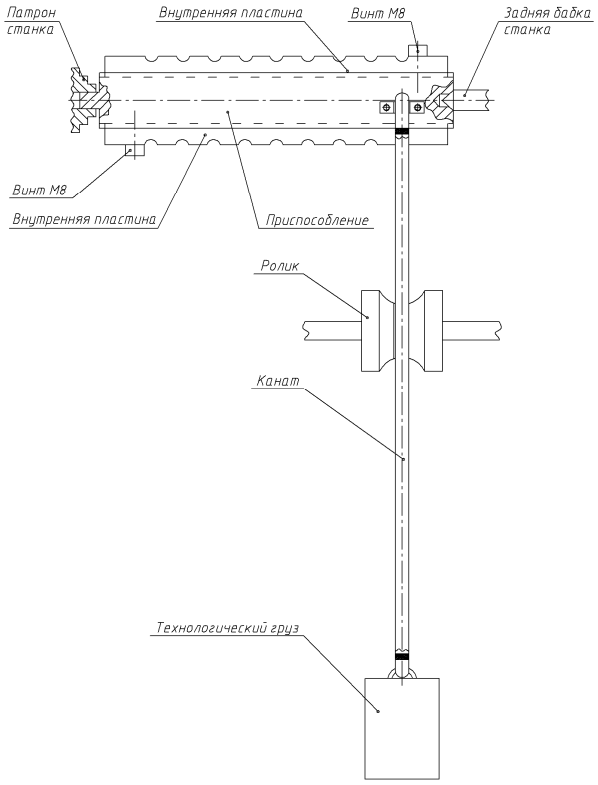


Рис. 8. Подготовка к навивке каната

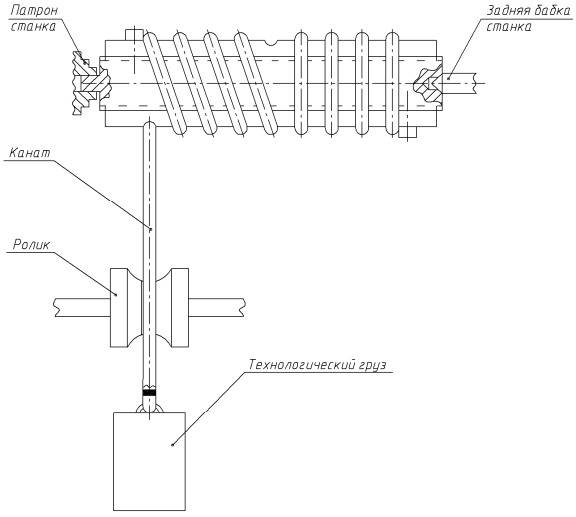


Рис. 9. Навивка каната

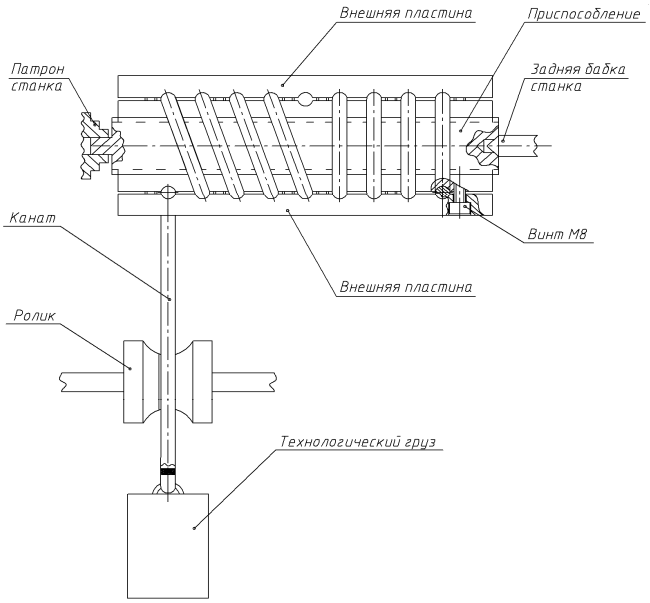


Рис. 10. Обжатие каната пластинами

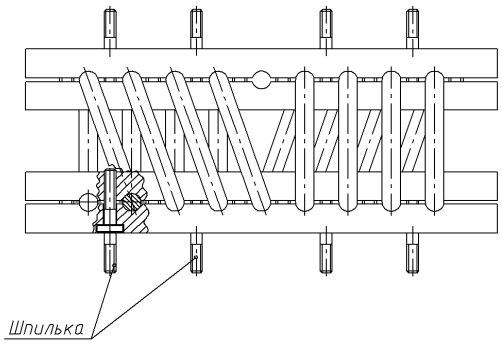


Рис. 11. Установка шпилек

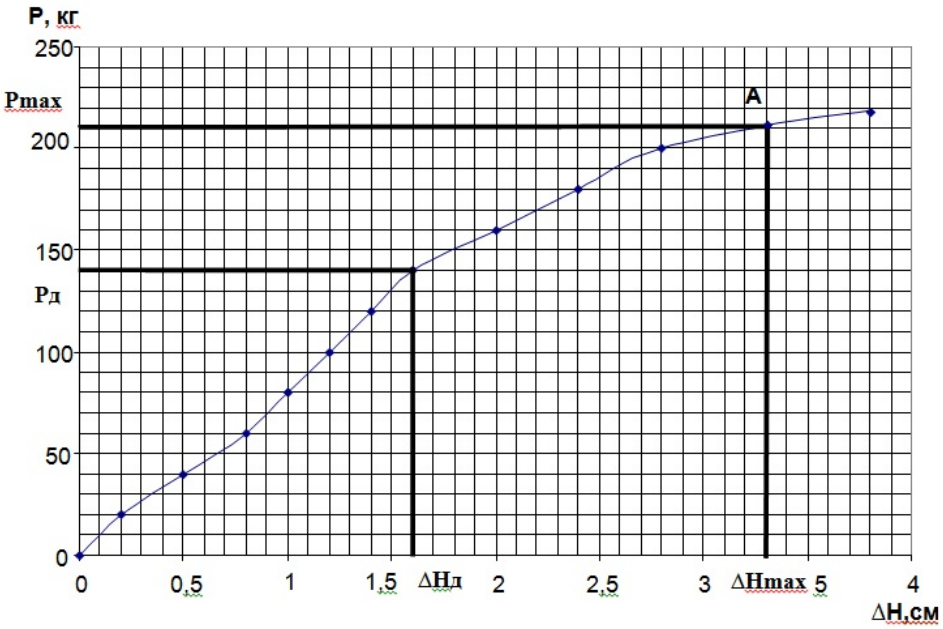


Рис. 12. График жесткости амортизатора (пример)

Испытания амортизаторов КТ-КА.9640-150 проводятся в два этапа.

На первом этапе испытываются три амортизатора для определения их несущей способности. Испытательная оснастка должна обеспечивать сжатие и растяжение амортизаторов только в вертикальном направлении, смещение от вертикальной оси не допускается. Перед проведением испытаний замеряется размер H_0 каждого амортизатора (рис. 13). Поочередно испытывается три амортизатора согласно схеме испытаний, прикладывая нагрузку P с дискретностью в 20 кг, при этом необходимо измерять размер изменившейся высоты H_i амортизатора после каждого нагружения. При каждом нагружении конструкция выдерживается в течение 1÷2 минут. Нагружение амортизатора продолжается до соприкосновения его пластин между собой. В случае несоответствия предполагаемому изменению высоты H_i амортизаторов при каждом нагружении до соприкосновения их пластин допускается производить их разборку и повторную навивку каната. Строится график зависимости силы от перемещения амортизаторов (рис. 12) и по нему определяется значение максимальной жесткости. Из графика видно, что в точке А возникает максимальное изменение высоты амортизатора при предельной нагрузке, при которой амортизатор начинает работать в упругой зоне, без остаточной деформации.

Допустимые значения несущей способности определяются по формуле: $P_{Дi} = \dfrac{P_{\max}}{1,5}$.

По результатам первого этапа испытаний определяются средние значения допустимой нагрузки по формуле: $P_{Дср} = \dfrac{\sum_{i=1,2,3} P_{Дi}}{3}$, и величина номинального значения $\Delta H_{ном}$ по формуле $\Delta H_{ном} = \dfrac{\sum_{i=1,2,3} \Delta H_{Дi}}{3}$.

На втором этапе испытывается вся партия амортизаторов, заложенных в конструкторском документе, с целью проверки их фактической жесткости и определения их фактической несущей способности. Поочередно производятся нагружения каждого амортизатора нагрузкой $P_{Дср}$ (рис. 13) в течение 10 минут, при этом производится замер изменения высоты ΔH амортизатора. По окончании испытаний сравниваются значения изменения высоты каждого амортизатора, и делается вывод о качестве изготовления амортизаторов. Допустимое отклонение ΔH у партии амортизаторов должно быть не более ±10 % от номинального значения. На амортизаторах, не удовлетворяющих этому требованию, производится повторная навивка каната и в той же последовательности повторяются испытания по двум этапам.

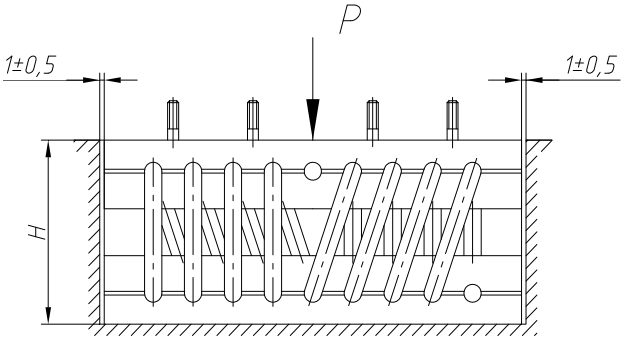


Рис. 13. Схема испытания тросового амортизатора

По завершении проведения испытаний амортизаторов в зависимости от их фактической несущей способности определяется оптимальное количество тросовых амортизаторов для амортизационных платформ с целью восприятия заданной механической нагрузки.

Варьируя диаметром троса и количеством тросовых амортизаторов теоретически можно обеспечить практически любую несущую способность системы амортизации.

Варианты конструктивного исполнения амортизационных платформ на базе тросовых амортизаторов, разработанных в ОАО «ИСС», обеспечивают снижение механических нагрузок на космический аппарат до допустимого уровня, при его массе до 600 кг.

Сформированные в настоящее время в ОАО «ИСС» алгоритмы проектирования и отработки дают возможность задать оптимальный конструктивный облик системе амортизации, а технологии изготовления амортизационных платформ, применяемых в конструкции транспортных контейнеров разработки ОАО «ИСС», гарантированно обеспечивают получение требуемых проектных параметров. В настоящее время отработана конструкция тросовых амортизаторов с диаметром каната от 5 до 17 мм, которые успешно применяются в транспортных контейнерах для перевозки полезной нагрузки, ее конструктивных элементов и космического аппарата в целом.

Оптимальным вариантом конструктивного исполнения амортизационных платформ является расположение тросовых амортизаторов с каждой боковой стороны амортизационной платформы для компенсации и равномерного распределения действующих сил на систему амортизаторов. Конструктивной особенностью амортизационных платформ является то, что тросовые амортизаторы закреплены на раме и основании контейнера таким образом, что угол между линией, проходящей через точки крепления, равен 45° относительно вертикальной оси, для более эффективного демпфирования динамической нагрузки по трем взаимно перпендикулярным направлениям за счет увеличения рабочей области канатов амортизаторов.

На рис. 14–16 представлены некоторые варианты расположения амортизационных платформ в различных транспортных контейнерах, разработанных в ОАО «ИСС» [3; 5].

Транспортирование автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки в транспортных контейнерах осуществляется на различных видах транспорта (автомобильном, авиационном, железнодорожном). В связи с возникающими перегрузками, особенно при железнодорожном транспортировании, для проверки эффективности и готовности к штатной эксплуатации амортизационные платформы подвергают транспортировочным испытаниям.

В качестве примера рассмотрим испытания амортизационных платформ контейнера КТ-КА.9640-0, предназначенного для транспортирования космического аппарата «Канопус-В». Перед проведением транспортировочных испытаний на основании и раме контейнера закреплялись регистраторы, предназначенные для регистрации перегрузок. Испытания контейнера проводились на автомобильном транспорте с закрепленным имитатором КА на опоре, которая через амортизационную платформу крепилась с основанием контейнера (рис. 15). По окончании испытаний проводилась оценка эффективности системы амортизации, и принималось решение о допуске к штатной эксплуатации.

Успешность проведения испытаний амортизационных платформ подтверждает правильность выбора оптимального количества тросовых амортизаторов для амортизационных платформ и гарантирует защиту автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки от воздействия динамических нагрузок во время транспортирования.

За последние 10 лет в ОАО «ИСС» разработано 6 транспортных контейнеров с системой амортизации и опыт их эксплуатации позволил сформировать необходимые указания по эксплуатации амортизационных платформ в обеспечение сохранения их характеристик в течение всего срока службы.

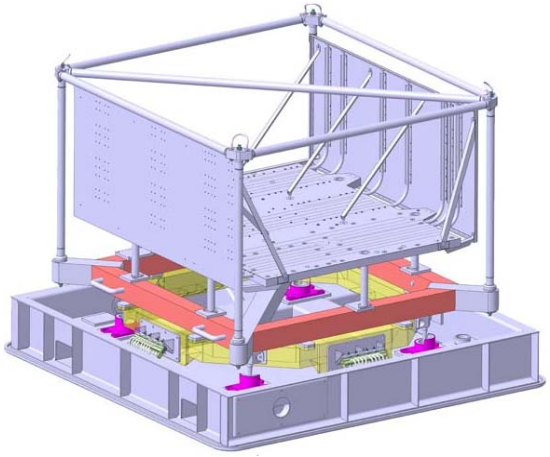


Рис. 14. Контейнер 14Ф31.9427-0

Рис. 15. Контейнер КТ-КА.9640-0

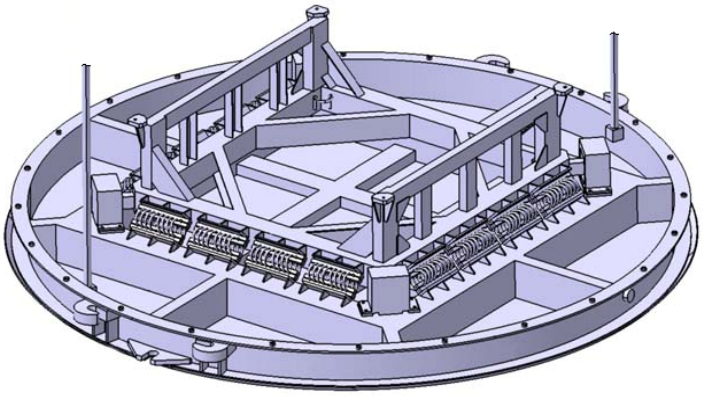


Рис. 16. Контейнер транспортный 98Д.9812-0

При эксплуатации системы амортизации происходит ее естественный, амортизационный износ. Поддержание системы амортизации в работоспособном состоянии производится благодаря своевременному проведению технического обслуживания. Однако не производится оценка фактической жесткости амортизационных платформ, что не дает четкого представления о ее состоянии. Предлагается после 5–6 транспортирований с использованием системы амортизации производить подтверждение характеристик системы амортизации в условиях, максимально приближенных к условиям штатной эксплуатации. Накопленная информация позволит в дальнейшем предвидеть и рассчитать момент износа и выработки тросовых амортизаторов при определенной нагрузке на них, что является существенным моментом и позволит избежать не предвиденные ситуации и распланировать своевременную замену амортизационных платформ в случае необходимости. Выявленные тросовые амортизаторы с несоответствием жесткости требуемым параметрам необходимо заменять, поэтому в комплект ЗИП (запасных частей, инструментов и принадлежностей) контейнера транспортного необходимо закладывать запасные амортизаторы, предназначенные для замены вышедших из строя. Данный подход несет в себе экономически обоснованные затраты, которые не соизмеримы с экономическими затратами на изготовление и экспериментальную отработку космического аппарата.

Разработанные и используемые в ОАО «ИСС» системы виброзащиты прошли наземную эксплуатацию и зарекомендовали себя в обеспечении комфортных условий для автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки.

Представленный материал позволяет оценить возможности и эффективность использования амортизационных платформ в рассеивании энергии динамических нагрузок и получить достаточно полное представление о конструктивном исполнении и технологии их изготовления.

Библиографические ссылки

1. Проблематика снижения негативного воздействия механических нагрузок на космический аппарат в течение его транспортирования / А. И. Антипьев и др. // Решетневские чтения : материалы XIII Междунар. науч. конф. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. С. 293.

2. Пат. РФ № 2305809. Тросовый амортизатор (варианты) и способ его изготовления (варианты) / А. И. Макаренков, А. В. Слепов // Офиц. бюл. Федер. службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам. М. : ФИПС. 10.09.2007. Бюл. № 25.

3. КТ-КА.9640-0РЭ. Контейнер транспортировочный : руководство по эксплуатации. ОАО «ИСС», 2009.

4. Блехман И. И. Вибрационная механика. М. : Физматлит, 1994. 400 с.

5. 14Ф31.9427-0РЭ. Контейнер транспортный : руководство по эксплуатации. ОАО «ИСС», 2009.

References

1. Antipiev A. I., Bezrukih S. S., Golovenkin E. N., Melkomukov A. A., Tsaytler A. V. Range of problems of reduction of negative influence of mechanical load to satellite during its transportation [Problematika snizheniya negativnogo vozdeystviya mekhanicheskikh nagruzok na kosmicheskiy apparat v techenie ego transportirovaniya]. *Materialy XIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya*" (Proc. 13th Int. Sci. Conf. "Reshetnev Readings") Krasnoyarsk, 2009. p. 293.

2. Makarenkov A. I., Slepov, A. V. Patent RF № 2305809 "*Trosovyy amortizator (varianty) i sposob ego izgotovleniya (varianty)"* (Rope shock absorber and method of its making). *Ofitsial'nyy byulleten' Federal'noy sluzhby po intellektual'noy sobstvennosti, patentam i tovarnym znakam* (Official bulletin of the Federal Institute of Industrial Property) Moscow, 2007. Bull. 25.

3. KT-KA.9640-0RE. *Konteyner transportirovochnyy. Rukovodstvo po ekspluatatsii* (Container shipping, operating manual). Zheleznogorsk, JSC "ISS", 2009.

4. Blekhman I. I. *Vibratsionnaya mekhanika* (Vibration mechanics). Moscow, Fizmatlit, 1994. 400 p.

5. 14F31.9427-0RE. *Konteyner transportnyy. Rukovodstvo po ekspluatatsii* (Container transport, operating manual). Zheleznogorsk, JSC "ISS", 2009.

© Тестоедов Н. А., Лозовенко С. Н., Головёнкин Е. Н., Антипьев А. И., Цайтлер А. В., 2013

УДК 621.396.677

АЛГОРИТМ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ПОМЕХ

А. С. Першин

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: pershin@iss-reshetnev.ru

Рассмотрена реализация адаптивной многолучевой антенны на базе гибридно-зеркальной антенны. Антенна формирует набор лучей на заданную зону обслуживания по кластерной схеме, каждый облучатель решетки участвует в формировании до семи лучей.

Каждый луч антенны работает независимо и за счет синтеза амплитудно-фазового распределения облучателей формировать провалы ДН в направлении помех как в направлении боковых лепестков ДН, так и в области главного лепестка ДН.

Рассматриваемый в статье алгоритм синтеза позволяет обеспечить подавление одновременно одной помехи в области главного лепестка ДН и до 4-5 помех в направлении боковых лепестков ДН антенны.

Ключевые слова: гибридно-зеркальная антенна, адаптивная многолучевая антенна, кластер, алгоритм синтеза ДН.

ALGORITHMS OF SPATIAL NOISE FILTERING

A. S. Pershin

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia
E-mail: pershin@iss-reshetnev.ru

The article describes implementation of adaptive multibeam antenna based on the hybrid-reflector antenna. The antenna generates a set of rays on a given service area of the cluster scheme, each illuminator array involved in the formation of up to seven rays.

Each beam antenna operates independently and through the synthesis of the amplitude-phase distribution irradiators shape dips in the direction of main lobe pattern as an interference in direction of the side lobe, as well as in the area of the main lobe.

The synthesis algorithm, considered in the article, enables simultaneous suppression of one disturbance in the main lobe and to 4–5 in the direction of the side lobes of the antenna.

Keywords: hybrid-reflector antennas, adaptive multibeam antenna cluster.

В настоящее время системы спутниковой связи имеют исключительно важное значение для обеспечения устойчивой связи на территории Российской Федерации. Одной из задач, которую должна решать спутниковая связь это обеспечение устойчивой и помехозащищенной связи в заданной зоне обслуживания.

Для обеспечения помехоустойчивой связи в условия воздействия направленных помех в составе КА необходимо использовать адаптивные антенны с управляемой ДН. Такие антенны формируют провал ДН в направлении помехи для ее подавления.

По вариантам реализации адаптивные антенны можно разделить на два основных типа:

1. Фазированные антенные решетки;
2. Гибридно-зеркальные антенны.

Фазированные антенные решетки (ФАР) обладают рядом преимуществ такими как: возможность работы в широком секторе углов, формирование лучей быстросканирующих лучей в пределах всей зоны обслуживания (ЗО) и малыми габаритами. Однако к недостаткам ФАР стоит отнести большую массу антенны и высокую стоимость разработки и создания летного образца антенны [2].

Гибридно-зеркальные антенны (ГЗА) наоборот обладают малой массой, но ограниченным сектором рабочих углов и невозможность сканировать ДН антенны в пределах ЗО.

Применительно к КА, работающим на геостационарной орбите, недостатки гибридно-зеркальной антенны компенсируются малой зоной обслуживания антенны (±9º) и возможность покрыть ЗО набором узких лучей и гибко перераспределять ресурсы КА в пределах ЗО.

Рассмотрим принципы работы адаптивных ГЗА применительно к КА, работающим на ГСО. Для обеспечения высоких энергетических показателей необходимо построить ГЗА по кластерной схеме формирования лучей.

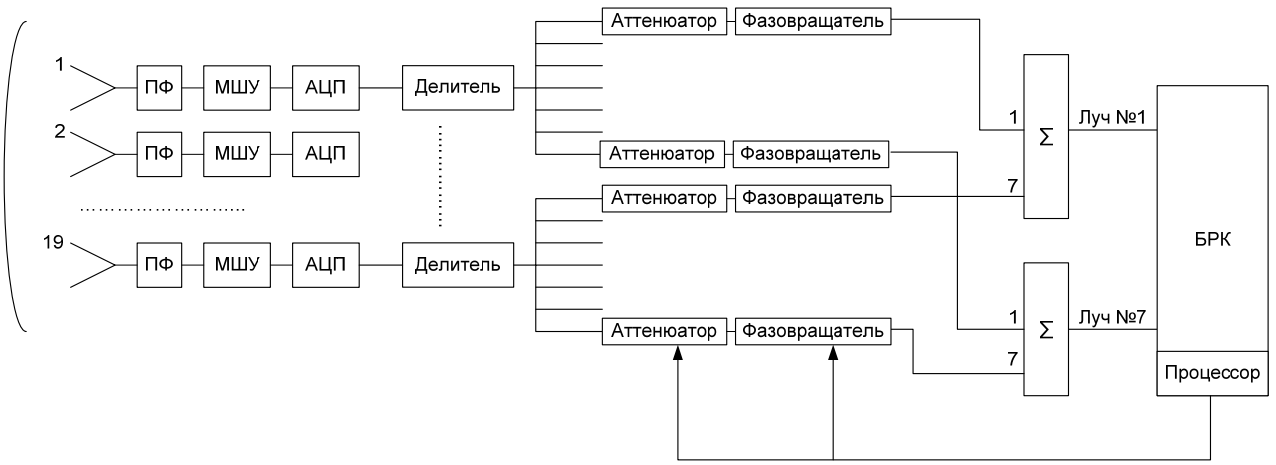


Рис. 1. Структурная схема адаптивной ГЗА

В схеме каждый облучатель антенны участвует в формировании до 7 лучей [1]. Кроме того за счет изменения амплитудно-фазового распределения (АФР) семерки облучателей можно формировать ДН антенны требуемой формы, например формировать провалы в ДН антенны (рис. 1).

Принимаемые сигналы усиливаются до требуемого уровня малошумящим усилителем (МШУ) и затем преобразовывается в цифровой сигнал. Дальнейшие преобразования с сигналом осуществляются в цифровой диаграммообразуюшей схеме (ЦДОС). Применение ЦДОС позволяет уменьшить массогабаритные показатели антенны по сравнению с аналоговой ДОС [4].

Далее сигнал от каждого облучателя делиться на семь, по частоте луча антенны и затем поступают на сумматоры имеющие 7 входов для каждого облучателя и одни выход соответствующий одному лучу антенны. Формирование АФР осуществляется за счет аттенюатора и фазовращателя, управление ими осуществляется бортовым процессором КА.

В общем случае ДН в дальней зоне многолучевой антенны (МЛА) при работе в кластере записывается в виде [3]:

$$\left|E(W_j,\theta_i,\varphi_i)\right|^2=\left|\sum_{j=1}^{N_{\text{изл}}}E_{ij}\cdot W_j\right|^2 \qquad (1)$$

где $W_j=A_j\cdot e^{j\varphi_j}$ – весовой коэффициент облучателя; E_{ij} – ДН от *j*-го облучателя в *i*-ом направлении наблюдения; $\left|E(W_j,\theta_i,\varphi_i)\right|^2$ – требуемая ДН антенны.

Величина E_{ij} является заранее известной величиной и в процессе синтеза АФР является константой для определенной точки θ_i,φ_i. Для ускорения расчета АФР ограничим функцию (2) набором точек задаваемых программно. В каждой точке задается требуемое значение уровня сигнала.

Набор весовых коэффициентов зададим в виде вектора $W=\left[W_1,W_2,...,W_j\right]^{T*}$

Для синтеза АФР семерки облучателей и формирования провалов ДН применим следующий алгоритм:

1. Алгоритм синтеза начинает работу с некоторого начального состояния, например синфазное равноамплитудное распределение решетки. Вычисляется разница между полученными значениями и требованиями ΔE.
2. Из набора ΔE полученного в пункте 1 находиться та точка в которой наблюдается максимальное расхождение начального состояние и требуемого ($\Delta E_{\max}$).
3. Вычисляется градиент вектора $\left[\frac{\partial E}{\partial W_1},\frac{\partial E}{\partial W_2},...,\frac{\partial E}{\partial W_j}\right]^T=\nabla E$ в точке максимального расхождения;
4. Заменить вектор-параметр его новым значением $W_1=W_0-\alpha\cdot\nabla E$, если $f\left(y_{\max}\right)>0$ или $W_1=W_0+\alpha\cdot\nabla E$, если $f\left(y_{\max}\right)<0$, где α – размер шага;
5. Вернуться к шагу 1 и повторить процесс пока $\left\|W_1-W_0\right\|<\varepsilon$.
6. Значения α и ε задаются перед началом синтеза.

На основе рассмотренного выше алгоритма проведен синтез АФР для ГЗА формирующей набор из семи лучей шириной 1°x1°. Результаты синтеза приведены на рис. 2–5.

Как показали результаты моделирования рассмотренная схема построения адаптивной ГЗА, позволяет подавлять одну помеху в пределах центрального лепестка ДН и до 3-4 помех в пределах боковых лепестков ДН антенны на уровни до минус 50 дБ. При этом сохраняется уровень сигнала в остальной зоне обслуживания при подавлении четырех помех одновременно.

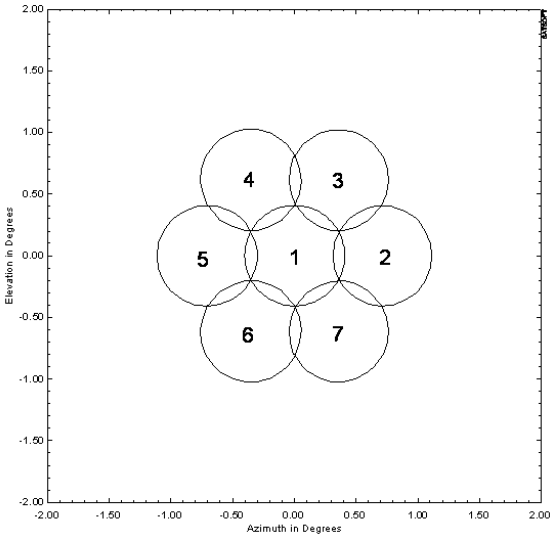


Рис. 2. Набор лучей шириной 1°x1°

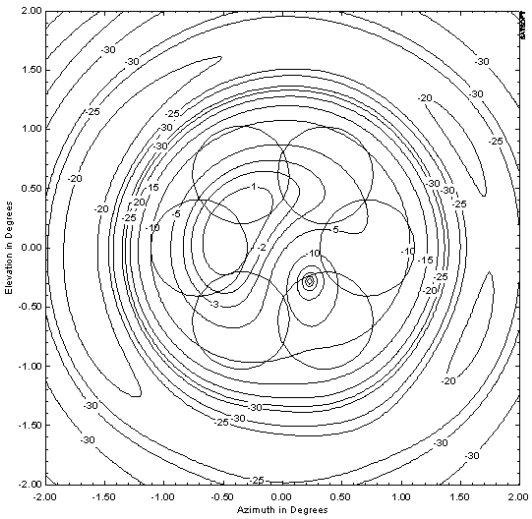


Рис. 3. Подавление помехи центральным лучом

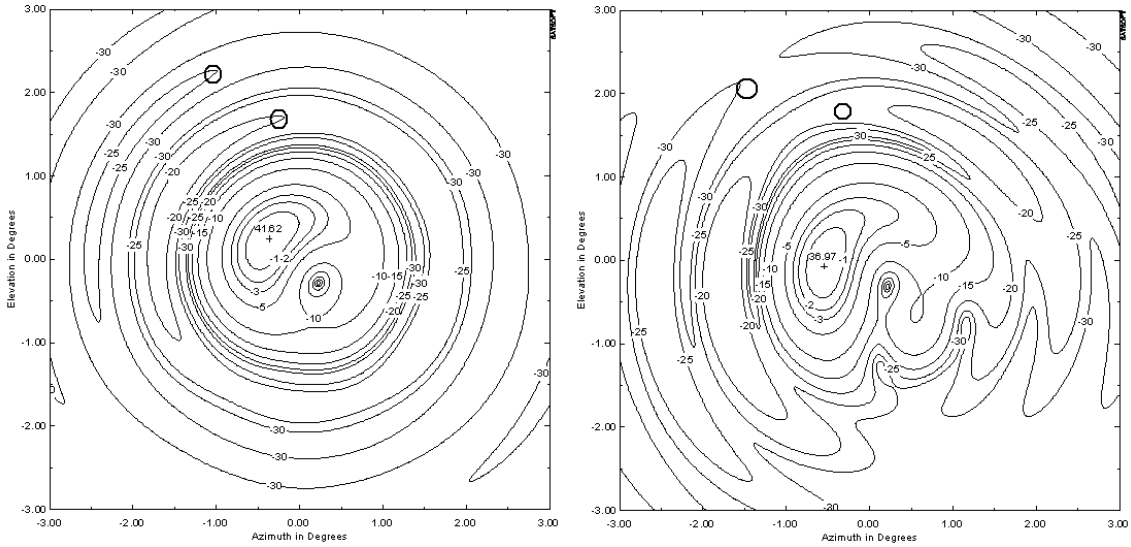


Рис. 4. Подавление трех боковых лепестков ДН центрального луча адаптивной ГЗА. Слева ДН до подавления боковых лепестков ДН, справа после синтеза АФР и подавления боковых лепестков ДН

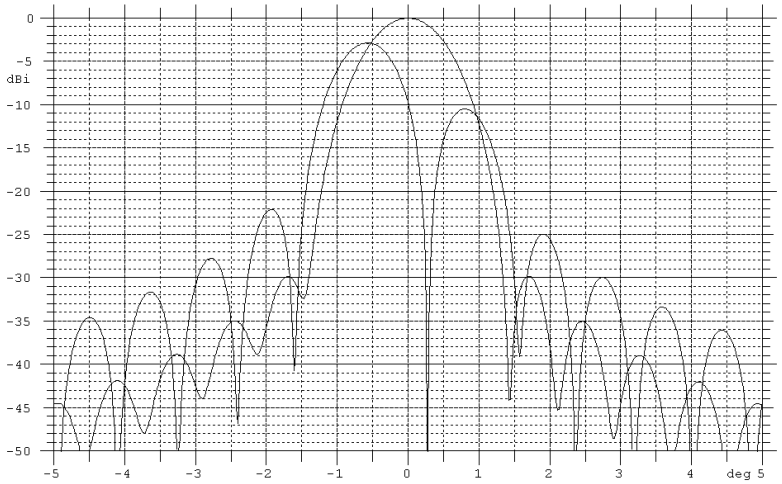


Рис. 5. ДН антенны до и после формирования провала

Библиографические ссылки

1. Першин А. С., Сошенко Ю. И. Многолучевые антенны с кластерной схемой // Решетневские чтения : материалы конф. 2011. Ч. 1. С. 34.
2. 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions, 2008. 586 с.
3. Айзенберг Г. З., Ямпольский В. Г., Терешин О. Н. Антенны УКВ. Ч. 1. М. : Связь, 1977. 380с.
4. Айзенберг Г. З., Ямпольский В. Г., Терешин О. Н. Антенны УКВ. Ч. 2. М. : Связь, 1977. 288с.

References

1. Pershin A. S., Soshenko Yu. I. Multibeam antenna with cluster scheme. Conference Proceedings “Reshetnev read”, 2011, ch. 1. p. 34.
2. 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions, 2008. 586 p.
3. Eisenberg G. Z., Yampolsky V. G., Tereshin O. N. Antennas UHF. P. 1. Publisher “Communication”, Moscow, 1977. 380 p.
4. Eisenberg G. Z., Yampolsky V. G., Tereshin O. N. Antennas UHF. P. 2. Publisher “Communication” Moscow, 1977. 288 p.

© Першин А. С., 2013

УДК 621.396.67

МЕТОДЫ КЛАССИФИКАЦИИ СЛУЧАЙНЫХ СИГНАЛОВ В СИСТЕМАХ КОНТРОЛЯ РАДИОЧАСТОТНОГО СПЕКТРА

П. В. Семкин[1], А. В. Кузовников[2], В. Г. Сомов[2], Н. А. Тестоедов[1]

[1]ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52. E-mail: psemkin@yandex.ru
[2]Сибирскигй государственный аэрокосмический университет им. академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: ujub@list.ru

Рассмотрены методы определения модуляции радиосигналов, применяемые в современных системах контроля радиочастотного спектра. Проведен сравнительный анализ различных методов, представлены результаты имитационного моделирования.

Ключевые слова: обработка сигналов, вид модуляции, системы радиоконтроля, имитационное моделирование.

RANDOM SIGNALS CLASSIFICATION METHODS IN SYSTEM OF RADIOFREQUENCY SPECTRUM CONTROL

P. V. Semkin[1], A. V. Kuzovnikov[2], V. G. Somov[2], N. A. Testoedov[1]

[1] JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zhelenogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: psemkin@yandex.ru
[2]Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31 “KrasnoyarskiyRabochiy” prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: ujub@list.ru

Methods of radiosignal modulation determination using in modern systems of radiofrequency spectrum control is described. Comparative analysis of different methods is carried out, results of imitation modeling is present.

Keywords: signal processing, modulation type, radiocontrol systems, imitation modeling.

В современных условиях развития систем радиосвязи значительную роль играет возможность контролировать загрузку радиочастотного спектра. На сегодняшний день ограниченный радиочастотный ресурс используется одновременно множеством наземных и космических средств связи. В связи с этим актуальной становится задача технического анализ радиосигналов. Одним из аспектов технического анализа является оценка вида модуляции контролируемого сигнала – решение данной задачи позволяет проводить дальнейшее вскрытие сигнально-кодовой конструкции.

На данный момент существует несколько перспективных направлений в исследованиях по определению вида модуляции. Анализ тенденций развития в данной области позволяет выявит основное направление развития – повышение степени априорной неопределенности о наличии и виде сигнала. Эта тенденция имеет фундаментальное значение и показывает неэффективность классических методов статистической обработки сигналов в современных условиях. При этом разработка подобных методов все-таки опирается на некоторое описание сигнала – в частности

на статистическое описание сигнала. Кроме этого, стоит отметить, что в современных условиях наиболее распространенными являются цифровые виды модуляции, следовательно, на них должно быть сосредоточено наибольшее внимание разработчиков.

Среди перспективных методов отдельного рассмотрения заслуживают методы слепой обработки сигналов (blindsignalprocessing). Основные теоремы и приложения теории слепой обработки сигналов описаны в [1].

Для методов слепой обработки сигналов задача определения вида модуляции может быть сформулирована следующим образом. В случае неизвестной информационной последовательности передаваемых бит возникает задача слепой идентификации нелинейной системы [1]. В данном случае определить веса ветвей на решетке модулятора (определить вероятности применения для каждого возможного типа модуляции). Вместе с тем, если известно статистическое описание передаваемой последовательности или существуют некоторые ограничения на класс модуляции (амплитудная, фазовая, частотная, относительная и т. д.), то задача идентификации может быть корректна.

Известно несколько подходов к решению данной задачи, однако, наиболее привлекательным для определения вида цифровой модуляции без памяти (неотносительной) является алгоритм классификации вида модуляции по сигнальным созвездиям, основанный на минимизации расстояния Кульбака-Лейблера [1; 2].

Пусть квадратурный приемник обеспечивает прием последовательности комплексных отсчетов сигнала $\{z_i\}$, причем каждый такой отсчет представляет собой сумму отсчетов передаваемого сигнала $\{s_i\}$, и отсчетов белого гауссовского шума $\{n_i\}$ с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратичным отклонением σ^2:

$$z_i = s_i + n_i,\ i = 1,...,N\ . \qquad (1)$$

При этом s_i равновероятно принимает значения из множества $S_j = \{s_1, s_2, \ldots, s_m^j\}$, которое называется сигнальным созвездием.

Применение байесовской стратегии классификации приводит к двум основным алгоритмам: максимума апостериорной вероятности и максимума максимального правдоподобия, которые идентичны в случае априорной неопределенности относительно типа модуляции.

Метод максимального правдоподобия дает следующую оценку:

$$\hat{S} = \arg\left(\max_j \left(p\left(z_1, z_2, ..., z_N \middle| S_j\right)\right)\right). \qquad (2)$$

В данном случае алгоритм классификации сводится к поиску распределения $p(z|S_j)$ наиболее близкого к распределению $p(z|S_i)$с точки зрения расстояния Кульбака-Лейблера:

$$\hat{S} = \arg\left(\min_j \left(\int \hat{p}\left(z\middle|S_i\right)\cdot\log\left(\frac{\hat{p}\left(z\middle|S_i\right)}{p\left(z\middle|S_j\right)}\right)dz\right)\right). \qquad (3)$$

Пространство признаков классификации проводимой в соответствии с (3) определяется матрицей расстояний Кульбака-Лейблера, которая зависит от параметров распределения:

$$\rho_{ij} = \int \hat{p}\left(z\middle|S_i\right)\cdot\log\left(\frac{\hat{p}\left(z\middle|S_i\right)}{p\left(z\middle|S_j\right)}\right)dz\ . \qquad (4)$$

Практически, для решения задачи классификации потребуется сравнение принятой реализации с наперед известным набором стандартных типов модуляции.

В таблице показаны значения расстояний Кульбака-Лейблера полученные с использование математического моделирования в программе Matlab.

При проверке двух альтернатив качественно можно оценить число отсчетов сигнала при заданной вероятности ошибки классификации $p_{ош}$:

$$N \approx \frac{1}{\rho_{ij}}\log\left(\frac{1}{p_{ош}}\right), \qquad (5)$$

где ρ_{ij} – расстояние Кульбака-Лейблера между принятой реализацией сигнала (1) и стандартным сигнальным созвездием, вычисленное по формуле (4).

Метод минимизации расстояния Кульбака-Лейблера позволяет с достаточно высокой точностью классифицировать метод модуляции. Однако, данный метод имеет и существенные недостатки: невозможность обработки в реальном масштабе времени, необходимость перебора методов модуляции, что создает вероятность ошибочного выбора.

Подобным вышеописанному методу являются методы основанные на теории кумулянтов [3; 4].

Классификация по кумулянтам имеет две формы. В первой реализован метод расстояний, и рассчитанные кумулянты сравниваются с идеальным значением, а во втором используется иерархическая структура сравнения для сведения предполагаемых модуляций к одному типу. Метод расстояний очень прост и легко расширяется при добавлении новых типов модуляции в классификатор. Иерархический метод позволяет идентифицировать семейство модуляции (QAM, PSK, ASK и др.) более точно, чем выделять конкретные созвездия. Семейство данных классификаторов может использоваться во многих случаях, особенно на начальном этапе идентификации радиосигналов.

В классификации модуляции кумулянты используются благодаря их фундаментальным статистическим характеристикам. К ним относятся устойчивость к гауссовским и фазовым шумам, а также простота вычислений [3; 4].

Кумулянты напрямую связаны с моментами через характеристическую функцию:

$$F_x(\omega) = \ln\left(\sum_{n=0}^{\infty} m_k \frac{(i\omega)^n}{n}\right) \qquad (6)$$

На практике это позволяет проводить первичные вычисления кумулянт, обычно этот процесс достаточно прост.

Расстояния Кульбака-Лейблера для отношения сигнал/шум 5 дБ

	BPSK	QPSK	8PSK	16APSK	16QAM	64QAM
BPSK	0	0,544	0,567	0,415	0,771	0,714
QPSK	0,945	0	0,021	0,770	0,175	0,118
8PSK	0,882	0,545	0	0,698	0,063	0,065
16APSK	0,439	0,490	0,483	0	0,670	0,411
16QAM	1,113	0,311	0,085	1,021	0	0,046
64QAM	0,988	0,128	0,032	0,302	0,023	0

Затем они объединяются и формируются кумулянтные значения. В случае четвертого порядка с нулевым средним кумулянты могут быть вычислены как

$$C(w,y,x,z) = E[wxyz] - E[wx]E[yz] - \\ - E[wy]E[xz] - E[wz] - E[yx] \quad (7)$$

где w, x, y и z – входные отсчеты. Далее будем обозначатькумулянты как $C_{p(p-q)}$, где p равно порядку кумулянт; q – количеству некогерентных входов кумулятивной функции.

Перед сравнением с идеальным значением необходимо привести вычисленные кумулянты к единице измерения мощности. При наличии гауссовского шума должна быть учтена мощность шума:

$$\tilde{C}_{4(4-q)} = \frac{\hat{C}_{4(4-q)}}{\left(\hat{C}_{21} - \hat{C}_{21g}\right)^2}. \quad (8)$$

где $\hat{C}_{21}$ – полная мощности; $\hat{C}_{21g}$ – мощность шума.

На практике мощность шума измеряется при отсутствии сигнала в этой же полосе либо в соседней полосе, свободной от сигнала.

Метод расстояний заключается в нахождении линейного расстояния между вычисленной функцией и ее идеальным значением для каждого типа модуляции:

$$\overline{D}_{nk} = \sqrt{\left(\tilde{C}_{nk} - \hat{C}_{nk}\right)^2} \quad (9)$$

Далее находится общее расстояние для каждой идеальной модуляции:

$$\overline{D}_T = \sum_N \sum_K \overline{D}_{nk} \ . \quad (10)$$

Чем меньше значение индекса D_T, тем больше соответствие модуляции.

В данном классификаторе предполагается, что дисперсия $\hat{C}_{nk}$ является одинаковой для всех модуляций. Предполагается считать дисперсию идеальной, так как реальное значение сильно усложняет расчеты.

Преимуществом метода расстояний является простота добавления новых типов модуляции в классификатор. Для этого необходимо добавить идеальнойкумулянт с новым созвездием. Таким образом, с помощью усреднения классификатор может обучаться и выявлять новые модуляции (для получения хороших оценок моментов) при высоком ОСШ.

Возможно также представление классификатора на основе циклическихкумулянтов с четвертого порядка по восьмой. В отличие от предыдущих методов в этом алгоритме формируется вектор расстояния между идеальным и расчетным значениями кумулянта. Тип модуляции определяется минимальной длиной вектора. Данный алгоритм требует десятки тысяч отсчетов для поддержания высокой точности. Также следует отметить, что с увеличением порядка модуляции требуется больше отсчетов, так как необходимо обрабатывать больше символов.

В этом методе также вычисляется расстояние между идеальными и расчётными циклическими кумулянтами. Для ускорения вычислений расстояние берется в квадрате. В моделировании использовалось четыре сигнала (BPSK, QPSK, 8-PSK и манипуляция с минимальным сдвигом (MSK)) на близких частотах. Отношение сигнал/шум варьировалось от 7 до 10 дБ. Количество отсчетов равнялось 16 384, и все четыре модуляции были правильно определены в более чем 60 % испытаний. При исключении сигнала 8-PSK точность определения возрастала до 90 %.

Помимо метода расстояний используется другой метод, основанный на теорикумулянтов – иерархический метод.

Иерархическая структура зависит от типа классифицируемых модуляций и извлекаемой информации.

Метод основан на разделении созвездий на группы по кумулянтам. На рис. 1 показано, как модуляции группируются по кумулянтам четвертого порядка $|\hat{C}_4|$. Кумулянт$|\hat{C}_{40}|$ может быть использован для идентификации любой модуляции, однако на начальном этапе для отличия QPSK и QAM от ASK при низком ОСШ используется$|\hat{C}_{41}|$. Значение $|\hat{C}_{40}|$ может быть использовано для отделения QAM и QPSK от 8-PSK с меньшей вероятностью ошибки классификации. Дерево этой иерархической структуры показано на рис. 2.

Структура строится на пороговом значении дисперсии, которое должно быть выбрано оптимальным образом. В отличие от одношаговых методов классификации дисперсия не создает дополнительные сложности.

Данный метод имеет определенный недостаток – поскольку структура потока односторонняя, ошибка в одной ветви распространяется на все последующие. Этот недостаток отсутствует у метода расстояний, поскольку в нем ведутся параллельные вычисления.

Для оценки применимости данного метода было проведено моделирование на примере различных видов модуляции, наиболее часто используемых в современных системах радиосвязи. На рис. 3 приведена зависимость вероятности правильной классификации от отношения сигнал/шум для разных типов модуляции.

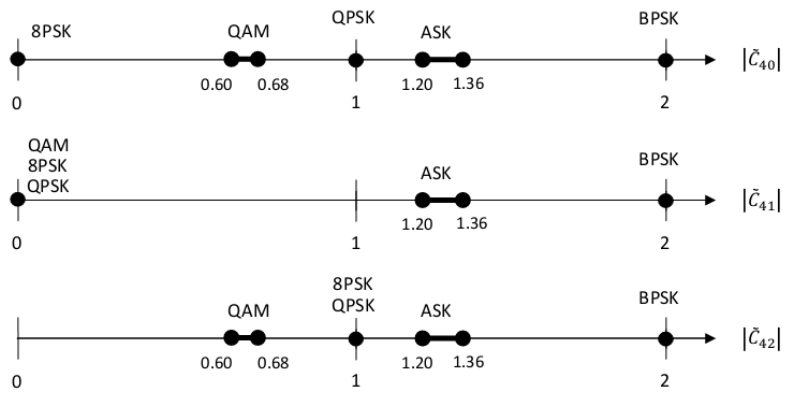


Рис. 1. Группировка созвездий на основе кумулянта четвертого порядка

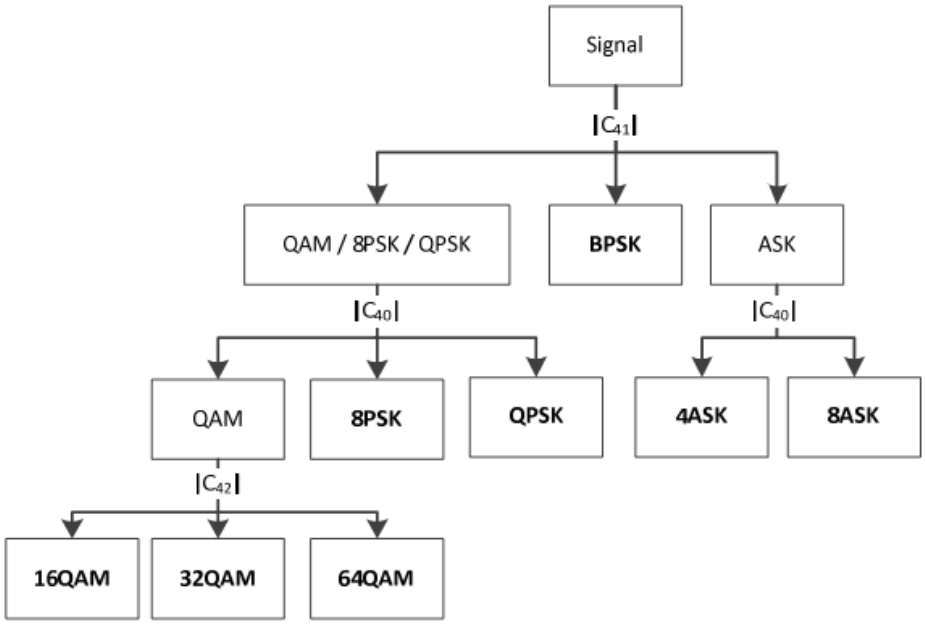


Рис. 2. Иерархическая классификация QAM, PSK и ASK сигналов.
Выходы классификатора выделены жирным шрифтом

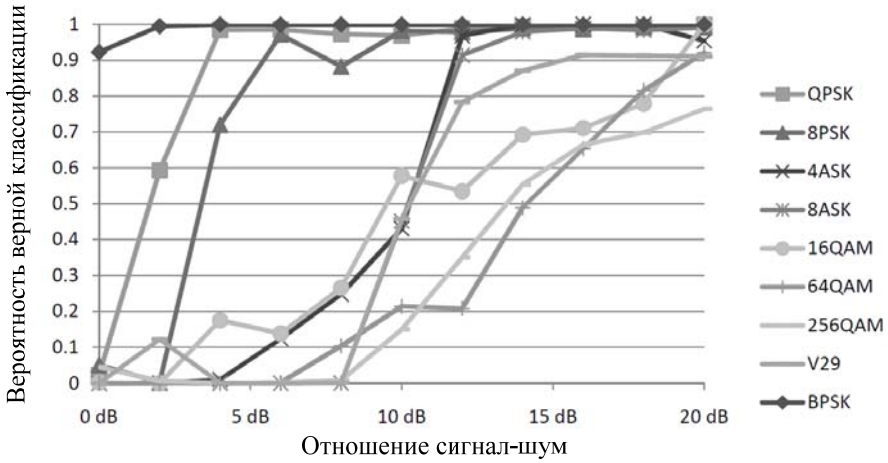


Рис. 3. Зависимость вероятности верной классификации от отношения сигнал/шум

Кроме представленных выше способов для определения вида модуляции используется комбинация вейвлет-преобразования и оценки параметров сигнала по методу максимального правдоподобия [5; 6]. Как показано в [5], данный метод позволяет классифицировать модуляцию контролируемого радиосигнала при отношении сигнал/шум выше 5 дБ. В случае применения данного метода, обработку сигналов с цифровой модуляцией проводят в два этапа:

1) определение технической скорости передачи и моментов перехода параметров сигнала;

2) оценка параметров сигнала по методу максимального правдоподобия внутри интервалов с постоянными параметрами.

Подобный подход позволяет обеспечить устойчивость к шумам и кратковременным помехам, а также позволяет проводить обработку в режиме, близком к реальному времени.

В статье рассмотрены перспективные методы определения вида модуляции в современных системах радиоконтроля: метод, основанный на минимизации расстояния Кульбака-Лейблера, метод основанный на применении теории кумулянтов, метод, основанный на совмещении вейвлет-преобразования сигналов и оценок максимального правдоподобия. Проведено имитационное моделирование классификация модуляций по данным методам. На основе анализа результатов моделирования данных методов можно сказать, что для устранения недостатков должны использоваться комплексные методы, дающие преимущества совмещаемых методов и нивелирующие их недостатки.

Библиографические ссылки

1. Горячкин О. В. Методы слепой обработки сигналов и их приложения в системах радиотехники и связи // Радио и связь, 2003. 230 с.

2. Кузовников А. В., Семкин П. В. Применение методов слепой обработки сигналов к задачам радиомониторинга // Материалы всерос. науч. конф. молодых ученых : в 7 ч. Ч. 2. НГТУ (Новосибирск, 29 ноября – 2 декабря 2012). С. 225–226.

3. Sadler B., Swami A. “Hierarchal Digital Modulation Classification Using Cumulants”, IEEE Transactions on Communications. March 2000. Vol. 48, no. 3. P. 416–42.

4. Li S., Song C., F. Chen Lei Shen. “Automatic Modulation Classification of MPSK signals Using High Order Cumulants” in ICSP, 2006. P. 1–4.

5. Патент RU 2485526 C2. Способ оценки параметров и демодуляции случайных сигналов. Опубл. 20.06.2013.

6. Оценка параметров и демодуляция радиосигналов в условиях априорной неопределенности / Н. А. Тестоедов, П. В. Семкин, А. В. Кузовников, В. Г. Сомов // Радиотехника, 2013. № 6. С. 96–100.

References

1. Goraychkin O. V. *Radio i svyaz'* (Radio and communications), 2003. 230 p.

2. Kuzovnikov A. V., Semkin P. V. *Materialy vseros. nauch. konf. molodykh uchenykh : v 7 ch. Ch. 2.* (Materials of scientific conference of young scientists in seven part. Part 2), NSTU, Novosibirsk 29th November – 2th December 2012, p. 225–226.

3. Sadler B., Swami A. Hierarchal Digital Modulation Classification Using Cumulants, IEEE Transactions on Communications, March 2000, vol. 48, no. 3, p. 416–429.

4. Li S., Song C., F. Chen Lei Shen. Automatic Modulation Classification of MPSK signals Using High Order Cumulants, in ICSP, 2006, p. 1–4.

5. Patent RU 2485526 C2. *Cposob otsenki parametrov i demodulyatsii sluchaynykh signalov* (Method of parameter estimation and demodulation of random signals), published 20.06.2013.

6. Testoedov N. A., Semkin P. V., Kuzovnikov A. V., Somov V. G. *Radioengineering*, 2013, № 6, p. 96–100.

© Семкин П. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г., Тестоедов Н. А., 2013

УДК 548: 537.611.46

ИССЛЕДОВАНИЕ ДВУХФАЗНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ С РАСКРЫВАЕМЫМИ ХОЛОДИЛЬНИКАМИ-ИЗЛУЧАТЕЛЯМИ СПУТНИКОВ СВЯЗИ С ПОВЫШЕННЫМ ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЕМ

Е. В. Кривов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662971, г. Железногорск, ул. Ленина, 52. E-mail: krivov@iss-reshetnev.ru

Рассматривается экспериментальные исследования двухфазной СТР с конденсаторами в раскрываемом холодильнике излучателе (РХИ) для создания новых высокоэффективных и надёжных СТР с жидкостным контуром и двухфазной подсистемой с РХИ для перспективных спутников связи с повышенной энерговооружённостью разработки ОАО «ИСС».

Ключевые слова: двухфазные системы терморегулирования, контурные тепловые трубы, раскрываемый холодильник-излучатель.

INVESTIGATION OF TWO PHASE LOOP THERMAL CONTROL SYSTEM WITH DEPLOYABLE RADIATOR OF TELECOMMUNICATION SATELLITE WITH HIGH LEVEL OF HEAT OUTPUT

E. V. Krivov

JSC "Information satellite system" named after academician M.F. Reshetnev
52 "Lenina" str., Jeleznogorsk, 662971, Russia. E-mail: krivov@iss-reshetnev.ru

Two phase thermo-control system with deployable radiator of telecommunication satellite with high level of heat liberation is described in this paper. In this article presents results of test two phase thermo-control system with deployable radiator for advanced spacecraft with increased energy supply developed by the JSC "ISS".

Keywords: phase thermo-control system, loop heat pipe, deployable radiator.

С развитием экономики и передовых технологий постоянно возрастает потребность операторов спутниковой связи в дополнительных ресурсах, обеспечиваемых современными телекоммуникационными космическими аппаратами (КА). Мировой рынок в области создания высокомощных спутников связи, обладающих большой пропускной способностью и длительным сроком активного существования определяет тенденцию к росту энерговооруженности спутника, как следствие – увеличение тепловыделения оборудования КА.

В состав КА входит ряд технических систем нуждающихся в отводе тепла. Система терморегулирования (СТР) является частью единой бортовой энергетической системы спутника. СТР КА предназначена для поддержания в требуемых пределах гарантированных температурных диапазонов всего оборудования при орбитальном функционировании, а также для обеспечения теплового режима оборудования КА совместно с технологическими средствами термостатирования при наземных испытаниях.

В современных разработках ОАО «ИСС» КА бесконтейнерного конструктивного исполнения, например, КА AMOS-5 (мощность системы электропитания 7,6 кВт) на базе платформы «Экспресс-1000Н», применена комбинированная СТР, в которой дублированный жидкостный контур сочетается с аксиальными тепловыми трубами (ТТ). Для мощностей тепловыделения не более 5 кВт такой тип СТР удовлетворяет всем требованиям обеспечения теплового режима оборудования КА в течение длительного срока службы (не менее 15 лет), однако требует ощутимых расходов на массу и энергопотребление.

Для спутников связи с мощность системы электропитания от 12 до 15 кВт, КА на базе платформы «Экспресс-2000» (КА типа «Экспресс-АМ5») с тепловыделением до 9 кВт, затраты массо-энергетических ресурсов возрастают. Повышение энерговооруженности телекоммуникационного спутника ведёт к увеличению габаритных размеров КА. Современная архитектура таких КА приближается к своему пределу по доступной площади радиационных поверхностей. Решением данного вопроса является применение раскрываемых холодильников-излучателей двухстороннего излучения, как средства для значительного увеличения способности теплоотвода без существенного влияния на архитектуру КА. Однако площадь радиаторов существенно возрастает из-за снижения величины средней температуры излучения. При использовании СТР с жидкостным контуром реализуется температура теплоносителя на выходе из радиатора существенно ниже температуры теплоносителя на входе из него, соответственно требуется увеличенная радиационная площадь, что обуславливает увеличение длины тракта контура и, следовательно, приводит к увеличению массы теплоносителя, увеличивается также гидравлическое сопротивление и в связи с этим требуется более мощный электронасосный агрегат, соответственно с большей массой и энергопотреблением. Кроме того, масса холодильника-излучателя получается большой из-за того, что тракт в нём имеет большую площадь поперечного сечения (внутренний диаметр не менее 12 мм).

Решением проблемы отвода тепловой мощности спутника с повышенной энерговооружённостью (мощность системы электропитания до 18÷20 кВт), с тепловыделением более 9 кВт, для КА на базе платформы «Экспресс-4000», может послужить применение, на ряду с жидкостным контуром и ТТ, двухфазной СТР на базе контурных ТТ с конденсаторами в РХИ. Принцип работы двухфазной СТР основан на использовании фазового перехода теплоносителя для сбора и сброса тепла. При кипении тепловая энергия аккумулируется в виде скрытой теплоты парообразования вследствие испарения жидкой фазы в зонах теплоотвода от оборудования, что позволяет переносить значительно большее количество тепла на единицу массового расхода теплоносителя, чем в случае применения однофазных теплоносителей. Изотермичность двухфазной СТР приводит к повышению средней температуры поверхности радиационных панелей, соответственно снижению площади и массы холодильников-излучателей. Кроме того, уменьшение массы с использованием двухфазной СТР обусловлено за счёт меньшего расхода, и соответственно меньшего объёма теплоносителя, небольших диаметров трубопроводов (внутренний диаметр 3–5 мм), а также минимального энергопотребления.

В то же время при разработке двухфазной СТР возникает ряд проблем, большинство из которых не встречались в СТР с жидким однофазным теплоносителем. Эти вопросы возникают как при конструировании элементов двухфазных СТР (капиллярных насосов (КН), холодильников-излучателей и др.), так и интеграции системы (оптимальная заправка теплоно-

сителем ТТ, запуск, регулирование, отработка элементов отвода, переноса и сброса тепла двухфазных СТР и др.).

Работа, результаты которой изложены, выполнялась на базе проводимых работ в ОАО «ИСС» в рамках реализации государственного контракта с Федеральным космическим агентством Российской Федерации по выполнению опытно-конструкторской работы «Создание базовых элементов новых интегрированных систем терморегулирования перспективных космических аппаратов и станций».

Цель – проведение экспериментальных исследований работы двухфазной СТР с конденсаторами в РХИ для создания новых высокоэффективных и надёжных СТР с жидкостным контуром и двухфазной подсистемой с РХИ для перспективных спутников связи с повышенной энерговооружённостью разработки ОАО «ИСС».

Задачи:

1. Разработать модуль двухфазной СТР с РХИ (МРХИ) для отработки элементов отвода, переноса и сброса тепла двухфазных СТР при нормальных и термовакуумных условиях. Провести экспериментальные исследования МРХИ.

2. Разработать СТР с жидкостным контуром и двухфазной подсистемой с РХИ для перспективных спутников связи с повышенной энерговооружённостью разработки ОАО «ИСС».

В ходе выполнения работы разработан и испытан модуля двухфазной СТР с РХИ [1; 2].

МРХИ с контурными ТТ разработан в качестве базового элемента для интеграции в СТР спутника связи с повышенной энерговооружённостью.

МРХИ предназначен для отработки элементов отвода, переноса и сброса тепловой энергии, отработки функционирования СТР при нормальных условиях и в термовакууме.

Конструктивно МРХИ представляет собой две независимые контурные ТТ с конденсаторами на РХИ.

Особенности конструкции контурной ТТ Контура А (с кондуктивным тепловым интерфейсом):

– капиллярный насос (КН) имеет интерфейс в виде профиля с полкой (подвод тепла от электронагревателя);

– контурная ТТ оснащена рекуперативным теплообменником (РТО) для подогрева конденсата поступающего в КН;

– контурная ТТ оснащена отсечными вентилями позволяющими задействовать или перекрывать РТО.

Особенностью конструкции контурной ТТ Контура Б (с конвективным тепловым интерфейсом) является то, что корпус испарителя КН выполнен в виде проточного теплообменника для тепловой связи с внешним жидкостным циркуляционным контуром.

Основные результаты проведённых теплофизических испытаний:

1. Оба контура МРХИ работоспособны в нормальных условиях, при низких температурах, в вакууме. Достигнутая максимальная передаваемая мощность контуров при ступенчатом подводе нагрузки составляет для Контура А – 750 Вт и 980 Вт для Контура Б. МРХИ работоспособен при циклическом подводе тепловой нагрузки для Контура А – от 50 до 700 Вт и обратно, для Контура Б – от 200 до 800 Вт и обратно.

2. Контуры МРХИ могут работать как автономно (раздельно), так и одновременно. Определяющим по распределению температуры на РХИ является тот контур, на который подана большая мощность.

3. Для повышения надёжности работы контура необходимо между КН и холодильником-излучателем применение РТО. Стабилизирующее воздействие РТО велико при малых нагрузках подаваемых к КН, когда радиационная поверхность наиболее неизотермична. При увеличении нагрузки на КН влияние РТО уменьшается.

В работе рассматривалось применение комбинированной СТР КА сочетающей циркуляционный жидкостной контур, аксиальные ТТ и контурные ТТ с конденсаторами в РХИ обеспечивающей высокую хладопроизводительность СТР спутника с повышенной энерговооружённостью на базе платформы «Экспресс-4000». Интерфейс между контурной ТТ и контуром с принудительной циркуляцией теплоносителя осуществляется через теплообменник испарителя КН.

Проведённый анализ показал, что если требуется отвести в космическое пространство избыточного тепла более 5 кВт, площадь холодильников-излучателей существенно возрастает из-за снижения величины средней температуры излучения. Так как в этом случае реализуется температура теплоносителя на выходе из холодильника-излучателя существенно ниже температуры теплоносителя на входе его, и увеличение площади холодильника-излучателя приводит к неприемлемому увеличению его массы. Кроме того, масса холодильника-излучателя получается большой из-за того, что тракт в нём в случае использования жидкого теплоносителя имеет большую площадь поперечного сечения (внутренний диаметр не менее 12 мм). Причём, увеличенная площадь холодильника-излучателя обуславливает увеличения длины тракта его, где циркулирует теплоноситель, и, следовательно, приводит к увеличению массы теплоносителя: увеличивается так же гидравлическое сопротивление и в связи с этим потребуется более мощный электронасосный агрегат (ЭНА), соответственно с большей массой.

Следствием является повышенная удельная массоэнергетическая характеристика СТР КА и увеличение массы системы электропитания КА.

Целью предлагаемого решения является устранение существенных недостатков, которая достигается сочетанием традиционного жидкостного контура с контурными и аксиальными ТТ. Двухфазная подсистема СТР с РХИ обеспечивает отвод избыточного тепла от жидкостного контура посредством циркуляции теплоносителя через теплообменник контурной ТТ. Результаты проведённых исследований показываю, что использование двухфазной СТР в сочетании с жидкостным контуром является наиболее эффективным, так как подвод тепла к КН контурной ТТ

осуществляется по всей площади капиллярного испарителя от жидкого теплоносителя через теплообменник.

Работа предложенной комбинированной СТР КА происходит следующим образом: При работе жидкостного подконтура циркуляцию теплоносителя обеспечивает ЭНА. Компенсацию объёма при температурных изменениях теплоносителя обеспечивает гидроаккумулятор (ГА).

Жидкий теплоноситель при движении по трактам расположенными под тепловыделяющей аппаратурой КА (или аксиальными ТТ, которые встроены в приборные сотовые панели КА) воспринимает избыточное тепло, выделившееся при их работе, и нагретый теплоноситель поступает в теплообменник испарителя КН контурной ТТ. При этом процессе происходит передача тепла испарителю контурной ТТ, в котором происходит вскипание его двухфазного теплоносителя и поглощение избыточного тепла, далее охлаждённый жидкий теплоноситель движется по тракту к ЭНА. Перенос тепла по трактам контурной ТТ к РХИ осуществляется через гибкие трубопроводы, в конденсаторе РХИ происходит передача тепла к поверхности РХИ – конденсация двухфазного теплоносителя и излучение избыточного тепла в космическое пространство. Сконденсировавшийся в жидкую фазу в каналах РХИ теплоноситель поступает в испаритель КН, таким образом, контур замыкается.

Каналы конденсатора имеют меньшую площадь поперечного сечения (внутренний диаметр канала 3–5 мм), чем холодильник-излучатель на основе циркуляции жидкого теплоносителя, так как массовый расход двухфазного теплоносителя существенно ниже массового расхода жидкого теплоносителя в прототипе. Кроме того, средняя температура холодильника-излучателя выше по сравнению со средней температурой излучения в прототипе и, следовательно потребуется меньшая площадь радиатора, – приводящие к уменьшению массы СТР в целом.

Применение комбинированной СТР КА сочетающей циркуляционный жидкостной контур, аксиальные ТТ и двухфазный контур на основе капиллярной прокачки теплоносителя с РХИ обеспечивает высокую хладопроизводительность СТР КА с повышенной энерговооружённостью на базе платформы «Экспресс-4000» и снижения массы СТР в целом.

В ходе работы решены следующие задачи:

1. Разработан и проведены экспериментальные исследования модуля двухфазной СТР с РХИ для отработки элементов отвода, переноса и сброса тепла контурных ТТ с разными способами подведения тепла к капиллярным испарителям КН при нормальных условия и в условиях термовакуума. Анализ экспериментальных данных показал:

– модуль двухфазной СТР с РХИ надёжно функционирует как при нормальных условиях, так и в условиях термовакуума, максимальная передаваемая тепловая мощность составляет для Контура А 750 Вт и для Контура Б 980 Вт;

– для повышения надёжности работы контурной ТТ эффективно использовать рекуперативный теплообменник между КН и РХИ;

– разработаны и испытаны в составе модуля КН капиллярный напор которых составил не менее 0,3 кгс/см^2. В ОАО «ИСС» освоена технология изготовления КН предложенной конструкции для перспективных двухфазных СТР спутников связи на базе платформы «Экспресс-4000».

Контурная ТТ с конвективным способом подвода тепловой мощности является наиболее эффективной по величине отводимой тепловой мощности из-за наиболее равномерного подвода тепла к капиллярному испарителю КН.

2. На основе полученных результатов экспериментальных исследований МРХИ и учитывая накопленный опыт ОАО «ИСС» при создании СТР с активной циркуляцией жидкостного теплоносителя разработана комбинированная СТР с жидкостным контуром в сочетании с аксиальными и контурными ТТ с конденсаторами в РХИ. Предложенное решение ведёт к повышению средней температуры излучения холодильника-излучателя, и как следствие - потребуется уменьшенная площадь РХИ, как следствие уменьшая масса СТР в целом. Результаты экспериментальных исследований контурной ТТ использованы при создании СТР КА «Юбилейный-2» («МиР» [3]).

На основании вышеизложенного сделан вывод, что в настоящее время возможна разработка штатной СТР спутников с повышенной энерговооружённостью в основе которой лежит комбинированная СТР с жидкостным контуром в сочетании с аксиальными и контурными ТТ с конденсаторами в РХИ. Использование данной СТР позволит обеспечить снижение массы, энергопотребления, габаритов перспективных с длительным ресурсом работы (не менее 15 лет) КА в целом, повышение качества и надёжности работы бортового оборудования.

Библиографические ссылки

1. Разработка и испытания двухфазного контура с капиллярным насосом для СТР с раскрываемым радиатором / Е. В. Кривов, Г. В. Дмитриев, Ю. М. Голованов и др. // Тепловые трубы космического применения : материалы междунар. конф. НПО им. С. А. Лавочкина. Химки, 2009. С. 88–89.

2. Разработка контурных тепловых труб с кондуктивным и конвективным интерфейсом капиллярных испарителей для двухфазных систем терморегулирования с раскрываемым радиатором / Е. В. Кривов, Г. В. Дмитриев, О. В. Шилкин и др. // Космические вехи : сб. тр., посвященный 50-летию создания ОАО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2009. С. 704–713.

3. Наземная экспериментальная отработка щелевых и капиллярных испарителей, теплового гидроаккумулятора, конденсаторов в составе двухфазных аммиачных контуров / Е. В. Кривов, В. В. Двирный, Г. В. Дмитриев и др. // Науч.-техн. конф. молодых

специалистов ОАО «ИСС» (2–4 марта 2011). С. 250–251.

References

1. Krivov E., Dmitriev G., Golovanov Yu., etc. *Materialy mezhdunarodnoy konferentsii "Teplovyye truby kosmicheskogo primeneniya"* (International conference papers "Heat Pipes for Space Application"), NPO im. S. A. Lavochkina, Khimki, 2009, p. 88–89.

2. Krivov E., Dmitriev G., Shilkin O., etc. *Kosmicheskiye vekhi, sbornik trudov posvyashchennyy 50-letiyu sozdaniya OAO "ISS" imeni akademika M. F. Reshetnova* (Edition "Space milestones"), 2009, p. 704–713.

3. Krivov E., Dvirniy V., Dmitriev G., etc. *Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh spetsialistov OAO "ISS"* (Conference papers "Scientific-technical conference of young specialists of JSC "ISS"), 2011, p. 250–251.

© Кривов Е. В., 2013

УДК 621.396.67

ОРГАНИЗАЦИЯ СКВОЗНОГО ТРАКТА ТЕЛЕМОСТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ «ЛУЧ»

К. В. Громов, Ю. Г. Выгонский, С. М. Роскин, А. В. Кузовников, В. А. Мухин

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52
E-mail: grom@iss-reshetnev.ru

Рассмотрены вопросы организации телемостов с использованием многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч». Приведено общее описание, технические и эксплуатационные характеристики системы.

Разработана методология использования МКСР «Луч» для организации проведения телемостов с наземными потребителями.

Ключевые слова: многофункциональная космическая система ретрансляции, орбитальная группировка, космический аппарат, земная станция, центр управления ретрансляцией и связью, наземный комплекс обеспечения ретрансляции, сквозной тракт.

ORGANIZATION THROUGH CHANNEL TELEVISION SPACE BRIDGES WITH USAGE OF MULTIFUNCTIONAL SPACE SYSTEM RELAYING "LUCH"

K. V. Gromov, U. G. Vigonskiy, C. M. Roskin, A. V. Kuzovnikov, V. A. Muhin

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zhelenogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: grom@iss-reshetnev.ru

This work has questions of organization television space bridges with usage of multifunctional space system relaying (MSSR) "Luch". Here present general description, technical and operational description of system.

Developed methodology use of MSSR "Luch" for organization television space bridges with ground consumers.

Keywords: multifunctional space system relaying, orbital group, space craft, ground station, control center of relaying connection, ground complex support of relaying, through channel.

Общее описание МКСР «Луч». МКСР «Луч» создается в рамках Федеральной космической программы России на 2006–2015 года. Разработчиком системы является Открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева (ОАО «ИСС»).

Система, предназначена для обеспечения:

а) контроля и управления в структуре НАКУ КА НЭСН и измерений через космические аппараты (КА)-ретрансляторы существующими и перспективными объектами ракетно-космической техники (РКТ) социально-экономического и, при необходимости, специального назначения на всех этапах их полета (выведение, орбитальный участок, спуск), при испытаниях и штатной эксплуатации:

– низкоорбитальными КА, включая автоматические КА, пилотируемыми КА и космическими станциями, в том числе международной космической станцией (МКС);

– ракетами-носителями (контроль);

– разгонными блоками.

б) обмена между объектами РКТ и центрами управления их полетом (ЦУП) информацией, необходимой для целей управления (командно-программной, телеметрической, траекторной, телевизионной и телефонно-телеграфной);

в) ретрансляции информации целевого назначения с полезных нагрузок объектов РКТ в ЦУПы объектов РКТ;

г) ретрансляции на наземные комплексы управления (НКУ) сигналов «Вызов НКУ» с различных низколетящих КА-абонентов при возникновении на них нештатных и аварийных ситуаций;

д) ретрансляции информации от платформ сбора данных и мониторинга (ПСД) в центры сбора данных и их выносные пункты приема информации космической гидрометеорологической системы «Планета-С»;

е) ретрансляции информации от аварийных радиобуев (АРБ) на станции приема и обработки информации (СПОИ) международной космической системы спасения «КОСПАС – САРСАТ»;

ж) ретрансляции сигналов системы дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ).

МКСР «Луч» состоит из космического и земного сегментов. Космический сегмент МКСР «Луч» включает:

а) модернизированный унифицированный космический комплекс «Луч-М» с геостационарными КА-ретрансляторами «Луч-5А», «Луч-5Б», «Луч-5В»;

б) абонентскую аппаратуру ретрансляции (ААР) S- и Ku-диапазонов изделий РКТ различного назначения (входит в состав МКСР функционально).

Земной сегмент МКСР «Луч» включает:

а) наземный комплекс обеспечения ретрансляции (НКОР), содержащий:

– центр управления ретрансляцией и связью (ЦУРС);

– земные станции (ЗС), обеспечивающие информационный обмен с КА-ретрансляторами по магистральному каналу;

– контрольно-измерительный комплекс для проведения летных испытаний модулей целевой аппаратура КА-ретрансляторов и орбитальной юстировки их антенн в процессе эксплуатации;

– транспортируемую земную станцию (приемопередающая Ku-диапазона частот);

– аппаратно-программный комплекс оператора системы (ОАО «СС «Гонец»).

б) платформы сбора данных (ПСД) и станции приема данных с платформ (СПДП) гидрометеорологической системы «Планета-С», функционально;

в) аварийные радиобуи (АРБ) и станции приема информации аварийных буев (СПИАБ) системы «КОСПАС – САРСАТ», функционально;

г) станции потребителей СДКМ, наземный комплекс закладки и контроля (КЗиК), станции потребителей МГНС ГЛОНАСС, функционально;

д) абонентские земные станции спутниковой связи, в т. ч. мобильные репортажные станции для проведения телемостов.

Управление КА-ретрансляторами осуществляется средствами наземного комплекса управления, входящего в состав космического комплекса «Луч-М».

Задачи планирования, управления и контроля работы средств МКСР и взаимодействия абонентов и потребителей должны решаться Центром управления ретрансляцией и связью.

Описание и характеристики БРК КУ КА-ретрансляторов (табл. 1). Высокочастотная схема бортового ретрансляционного комплекса контроля и управления (БРК КУ) КА «Луч-5А» и «Луч-5В» представлена на рис. 1.

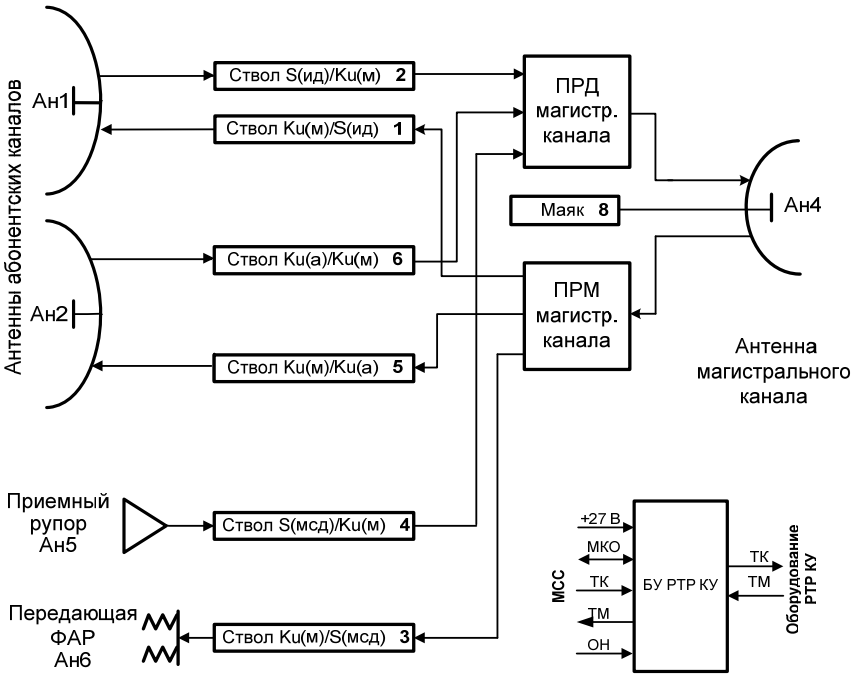


Рис. 1. Высокочастотная схема БРК КУ КА «Луч-5А», «Луч-5В»

Характеристики элементов БРК КУ КА «Луч-5А» (КА «Луч-5В»)

Ствол	Частоты приема, МГц	Приемная антенна	G/T, дБ/К	Полоса ствола, по уровню –1дБ, МГц	Частоты передачи, МГц	Передающая антенна	ЭИИМ, дБВт
S(ид)/Ku(м)	2200–2290	Ан1 КУ = 35,7 дБ Lтр = 1,9 дБ Lн = 0,2 дБ	7,2	16	10754,2–10770,2	Ан4 КУ = 30 дБ Lтр = 0,9 дБ	39,1
Ku(м)/S(ид)	14565,4–14575,4	Ан4 КУ = 30,5дБ Lтр = 1,1 дБ	2,5	10	2025,59–2109	Ан1 КУ = 35 дБ Lтр = 2,1 дБ Lн = 0,2 дБ	42,4
S(мсд)/Ku(м)	2200–2290	Ан5 КУ =14,8 дБ Lтр = 1,1 дБ	–12,6	16	10712–10728	Ан4 КУ = 30 дБ Lтр = 0,9 дБ	39,1
Ku(м)/S(мсд)	14520–14530	Ан4 КУ = 30,5дБ Lтр = 1,1 дБ	2,5	10	2025,59–2109	Ан6 КУ = 14,3 дБ Lтр = 1,3 дБ	29,7
Ku(а)/Ku(м)	15112–15192 15256–15336	Ан2 КУ = 52,6 дБ Lтр = 1,2 дБ	24,1	2 x 80	10962–11042 11106–11186	Ан4 КУ = 30 дБ Lтр = 0,9 дБ	39,1
Ku(м)/Ku(а)	14655–14689	Ан4 КУ = 30,5дБ Lтр = 1,1 дБ	2,5	34	13511–13545	Ан2 КУ = 51,8 дБ Lтр = 1,5 дБ	59,6
Радиомаяк	–	–	–	–	10747,45–10747,55	Ан4 КУ = 30 дБ Lтр = 0,9 дБ	19,1

Каждый ствол имеет в своем составе следующие функциональные части:

– каналообразующие элементы (входные и выходные мультиплексоры);

– малошумящий усилитель для приема и усиления абонентского или магистрального сигнала;

– преобразователь частоты входного сигнала в частоту выходного сигнала;

– усилители мощности выходного сигнала.

Высокочастотная схема БРК КУ КА «Луч-5Б» является урезанным вариантом схемы КА «Луч-5А» и КА «Луч-5Б», из-за отсутствия в ней стволов S-диапазона с многостанционным доступом к каналу ретрансляции (см. таблицу).

Баллистическая структура. Орбитальная группировка МКСР базируется на КА-ретрансляторах, которые располагаются на геостационарной орбите в точках стояния 16° з. д. («Луч-5Б), 95° в. д. («Луч-5В») и 167° в. д. («Луч-5А»).

На рис. 2–4 показаны гарантированные ЗРВ для минимально допустимых значений углов места работы земных станций $\gamma_{мин}$, равных 5, 10, 15 ° для КА «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В» и предполагаемые пункты размещения земных станций связи.

Организация и логика функционирования сквозного тракта организации телемостов. Сквозной тракт это совокупность всех технических средств и линий связи, обеспечивающих передачу телевизионного сигнала из места проведения видеосъемки до телевизионного центра, с использованием спутникового канала ретрансляции.

МКСР «Луч» предоставляет потребителю (телецентр) сквозной тракт, в сеансном режиме, как ресурс общего пользования.

Управление всеми видами информационных обменов в МКСР «Луч», распределение ресурса КА «Луч-5А», КА «Луч-5Б» и КА «Луч-5В» обеспечивает центр управления ретрансляцией и связью (ЦУРС) в составе земного сегмента МКСР «Луч».

Аппаратно-программный комплекс оператора (АПКО) ОАО «СС «Гонец» осуществляет обмен информацией с потребителями МКСР «Луч» и взаимодействующими структурами. Для обеспечения передачи информации из труднодоступных мест предполагается использовать мобильную земную станцию ЗССС-Л с диаметром антенны 1,5 м.

В целях приема телевизионного сигнала предполагается использовать транспортируемую земную станцию ТЗС-Л с диаметром антенны 7м.

В случае необходимости организации телемоста потребитель обращается в организацию-оператор (ОАО «СС «Гонец») с просьбой организовать телемост. Оператор используя АПКО подает заявку на выделение частотного ресурса в ЦУРС. После подтверждения на разрешение проведения сеанса связи АПКО закладывает на планируемые к использованию земные станции исходные данные (целеуказания наведения антенн, координаты размещения мобильной земной станции, время начала и конца телемоста и пр.). Параллельно ЦУРС обращается в ЦУП-Л с целью конфигурирования бортовой аппаратуры и наведения антенн КА «Луч» на земные станции.

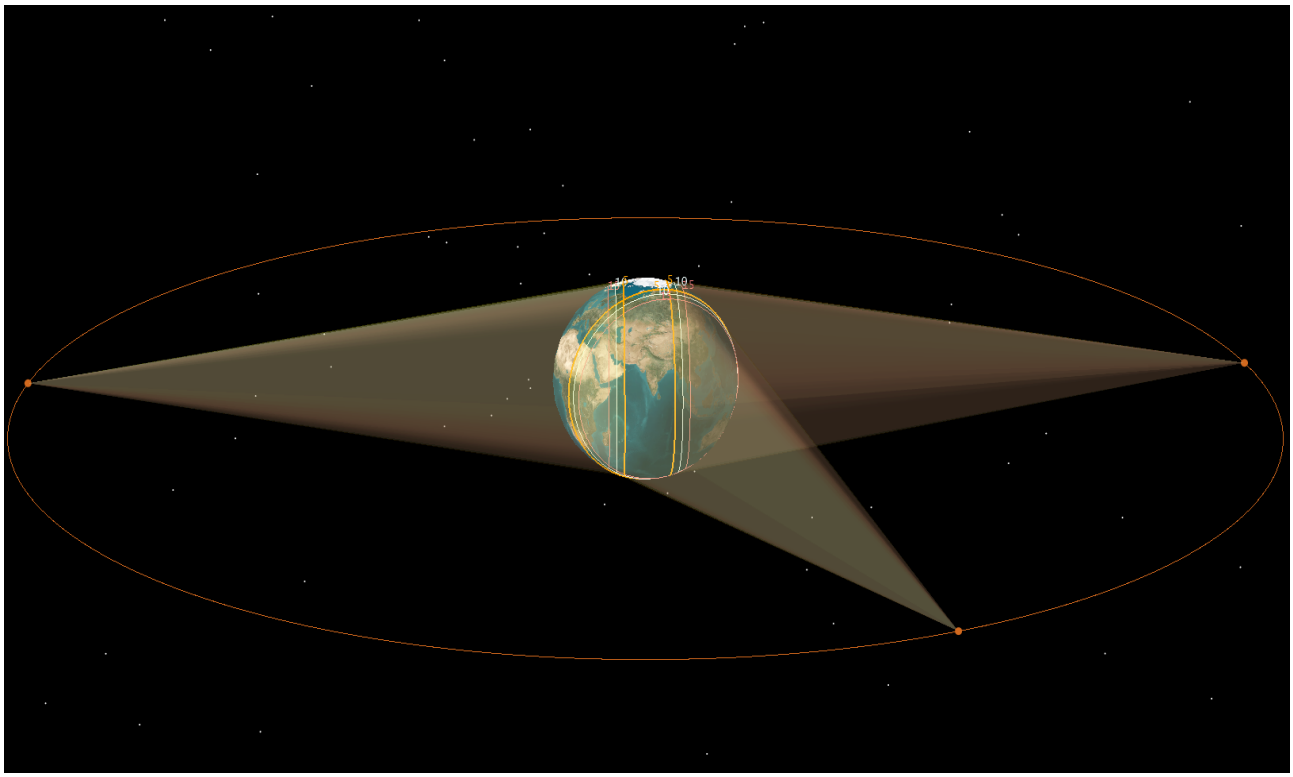


Рис. 2. Общая схема расположения ГКА типа «Луч» на геостационарной орбите

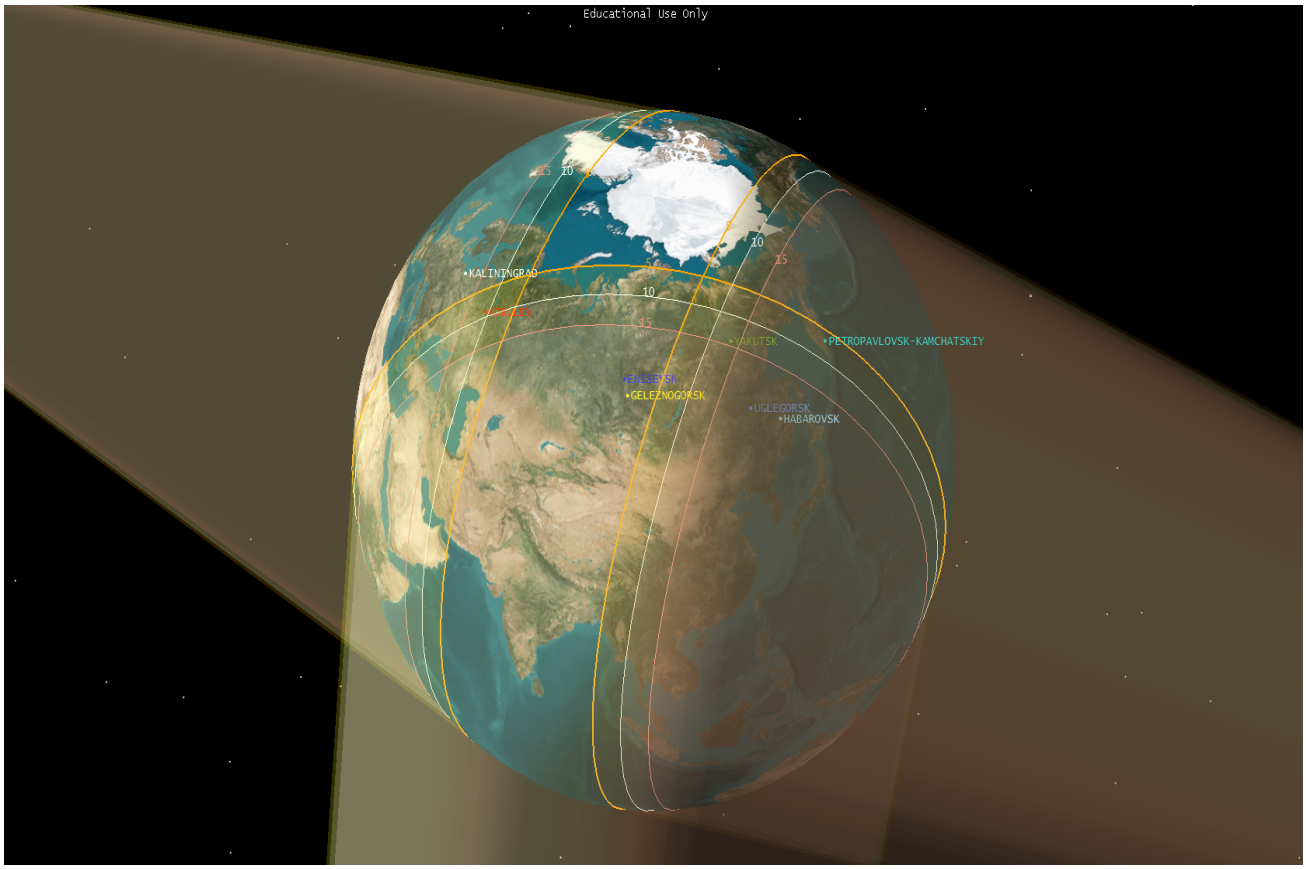


Рис. 3. Зоны радиовидимости ГКА типа «Луч» (трехмерное изображение)

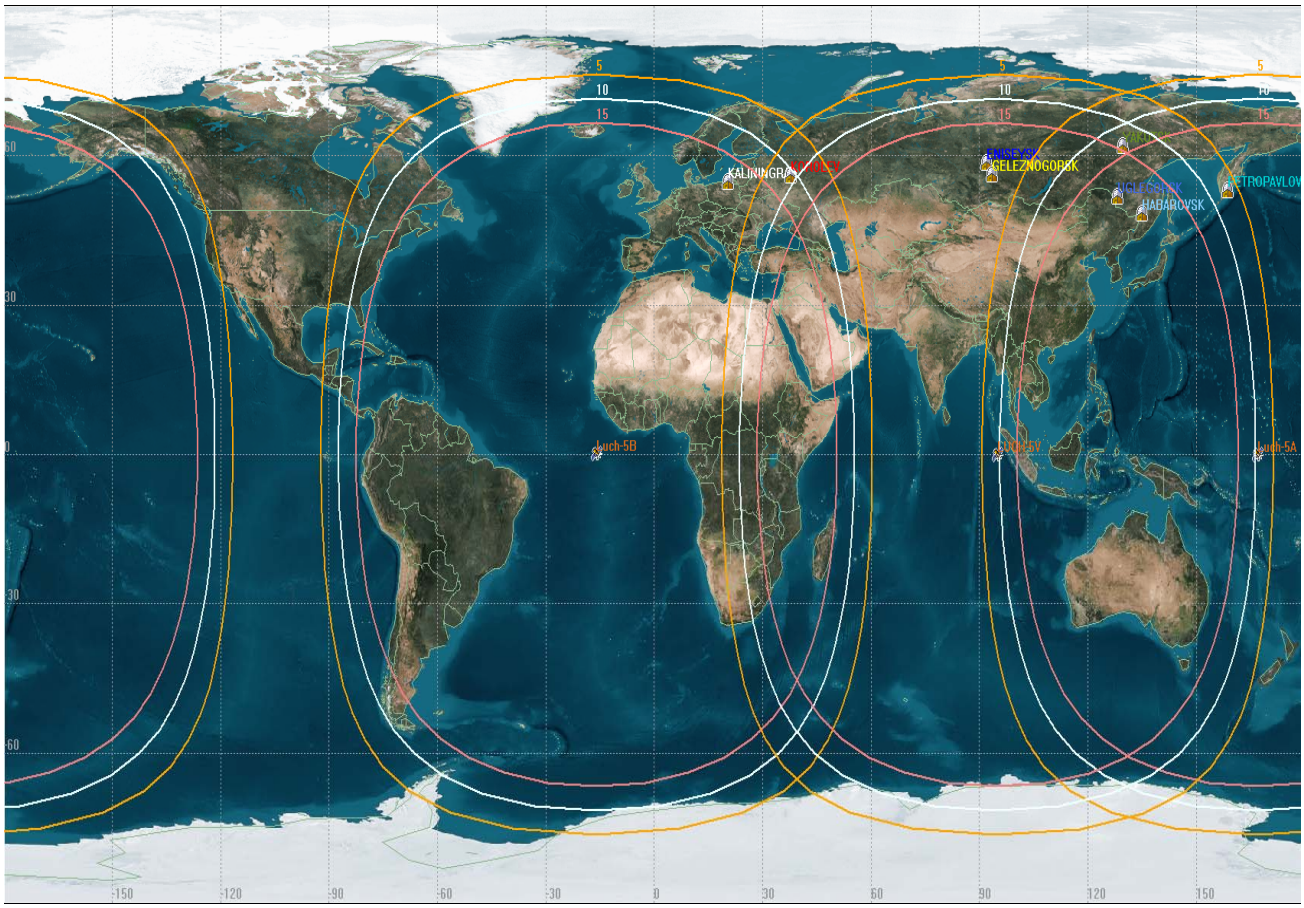


Рис. 4. Зоны радиовидимости ГКА типа «Луч» (двухмерное изображение)

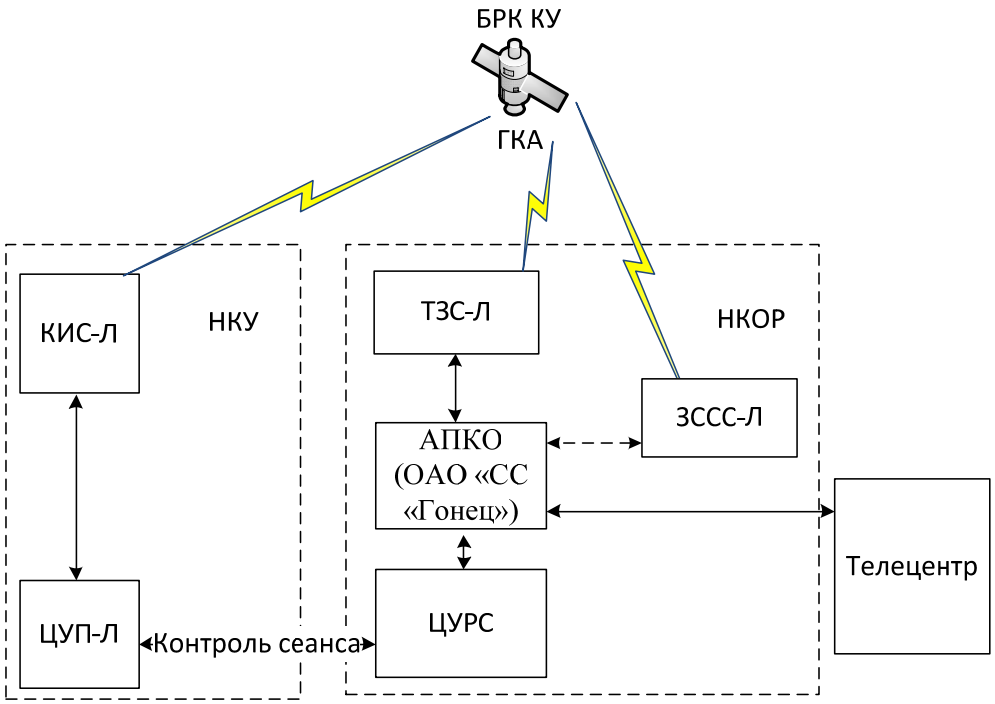


Рис. 5. Схема организации сквозного тракта телемостов

После проведения сеанса ретрансляции информация транслируется от приемной ЗС в АПКО и далее конечному потребителю, а в ЦУРС транслируется вся отчетная информация по проведенному сеансу связи.

В работе приведено описание системы МКСР «Луч», приведена баллистическая схема размещения ретрансляционных КА на геостационарной орбите, построены зоны радиовидимости для минимально допустимых значений углов места работы земных станций $\gamma_{мин}$, равных 5, 10, 15°.

Построена схема организации, а также описана логика функционирования сквозного тракта организации телемостов.

Библиографические ссылки

1. Тактико-техническое задание на разработку и создание многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» с геостационарными космическими аппаратами космического комплекса «Луч-М». 2002 г.

2. ТТЗ «Создание многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» с 3-мя космическими аппаратами на геостационарной орбите». Дополнение № 7, 2012 г.

3. Основные характеристики МКСР «Луч» и основные положения по взаимодействию аппаратуры абонентов и бортовых ретрансляционных комплексов КА «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В». Железногорск, ОАО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнева, 2012.

References

1. *Taktiko-tekhnicheskoye zadaniye na razrabotku i sozdaniye mnogofunktsional'noy kosmicheskoy sistemy retranslyatsii "Luch" s geostatsionarnymi kosmicheskimi apparatami kosmicheskogo kompleksa "Luch-M"* (Performance task for design and making multifunctional space system relaying "Luch" with geostationary space crafts of space complex "Luch-M"). 2002.

2. *TTZ "Sozdaniye mnogofunktsional'noy kosmicheskoy sistemy retranslyatsii "Luch" s 3-mya kosmicheskimi apparatami na geostatsionarnoy orbite"* (Performance task "Making multifunctional space system relaying "Luch" with three space crafts located on geostationary orbit". Addendum number 7, 2012.

3. *Osnovnyye kharakteristiki MKSR "Luch" i osnovnyye polozheniya po vzaimodeystviyu apparatury abonentov i bortovykh retranslyatsionnykh kompleksov KA "Luch-5A", "Luch-5B" i "Luch-5V"* (Basic descriptions MSSR "Luch" and basic regulations of equipment consumers and board relaying systems satellite "Luch-5A", "Luch-5B" and "Luch-5V" interaction). Geleznogorsk, JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems", 2012.

© Громов К. В., Выгонский Ю. Г., Роскин С. М., Кузовников А. В., Мухин В. А., 2013

УДК 621.372.83.001.24

ОСОБЕННОСТИ ПРОИЗВОДСТВА ВОЛНОВОДНО-РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫХ ТРАКТОВ АНТЕННО-ФИДЕРНЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. К. Злобин[1], М. М. Михнев[1], В. Д. Лаптенок[2], А. Н. Бочаров[2], Б. Б. Долгополов[3]

[1] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[2]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[3]ООО «Эком»
Россия, 660048, Красноярск, ул. Брянская, 360. E-mail: ius_bocharov@sibsau.ru

Показаны особенности производства тонкостенных волноводно-распределительных трактов космических аппаратов с применением индукционной пайки. Рассмотрены вопросы отработки технологии индукционной пайки волноводных трактов в условиях узкого диапазона разброса температур, неравномерного нагрева по контуру. Для отработки технологии индукционной пайки используется технологический комплекс, содержащий индукционную установку и стенд управления на базе промышленного компьютера с регистрацией температур в контрольных точках паяных соединений. В результате исследований доработаны конструкции индукторов, в результате чего приближены зоны максимального нагрева к зонам пайки. Внедрение технологии индукционной пайки позволило снизить массогабаритные характеристики волноводов и обеспечить требуемые электрические характеристики. Указаны пути совершенствования технологии индукционной пайки волноводных трактов.

Ключевые слова: индукционная пайка, волноводный тракт, индуктор, температурное поле, индукционная установка, стенд управления, промышленный компьютер, термопара.

THE FEATURES OF PRODUCTION OF WAVEGUIDE-DISTRIBUTIVE SYSTEMS OF COMMUNICATION SPACECRAFTS

S. K. Zlobin[1], M. M. Michnev[1], V. D. Laptenok[2], A. N. Bocharov[2], B. B. Dolgopolov[3]

[1] JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev
52 Lenin str., Zhelenogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia
[2]Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31 "Krasnoyarskiy Rabochiy" prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia
[3]LLC "Ekom", Russia, Krasnoyarsk
360 Bryanskaya str., Krasnoyarsk, 660048, Russia. E-mail: ius_bocharov@sibsau.ru

The problems of production of thin-walled waveguide-distributive systems of spacecrafts with application of the induction brazing are shown. Questions of development of induction brazing technology of the waveguide tracts under condition of the narrow range of temperatures dispersion, uneven heating on a contour are considered. For development of induction brazing technology the technological complex containing induction apparatus and the control stand based on the industrial computer with registration of temperatures in control points of solder connections is used. As a result of researches designs of inductors are finished. Therefore, zones of the maximum heating are approached to soldering zones. Introduction of induction brazing technology allowed to lower mass-dimensional characteristics of wave guides and to provide demanded electric characteristics. Ways of improvement of induction brazing technology of the waveguide paths are specified.

Keywords: induction brazing, waveguide tract, inductor, temperature field, induction apparatus, control stand, industrial computer, thermopair.

В аэрокосмической промышленности жесткие ограничения по массе летательных аппаратов обусловливают применение различных элементов модулей полезных нагрузок с оптимальными массогабаритными характеристиками. Это относится и к волноводным трактам антенно-фидерных устройств космических аппаратов (АФУ КА) (рис. 1). При этом надежность элементов должна быть достаточно высокой для обеспечения их функционирования в течение всего срока активного существования, который для современных космических аппаратов связи составляет 12–15 лет.

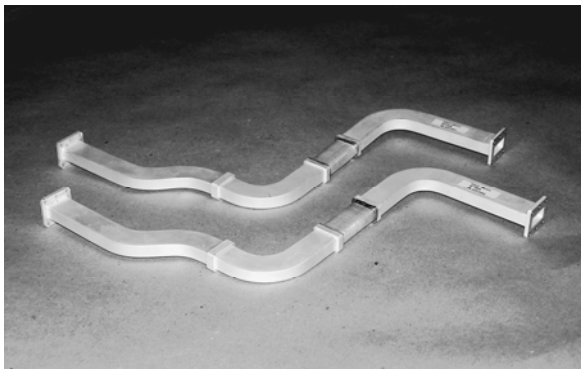


Рис. 1. Волноводные тракты АФУ КА, производства ОАО «ИСС», с улучшенными массогабаритными и электротехническими параметрами

Волноводная система является одним из видов линий передачи электромагнитной энергии. Ее отличает:

1) возможность передачи большой мощности;

2) простота конструкции;

3) широкое применение в радиотехнике сверхвысоких частот.

По волноводу могут распространяться различные типы электромагнитных волн. Преимущественное распространение волн того или иного типа зависит от геометрических размеров волновода, частоты возбуждаемых электромагнитных колебаний и метода их возбуждения.

Основное целевое назначение системы волноводных трактов в конструкции КА состоит в обеспечении функционирования космического аппарата и его бортовых систем в соответствии с заданной программой функционирования, зафиксированной в технологических циклах.

Одной из приоритетных задач, стоящих в настоящий момент перед ОАО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнева, является освоение производства тонкостенных волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов с улучшенными массогабаритными и электротехническими параметрами.

При сборке элементов волноводных трактов из алюминиевых сплавов в ОАО «ИСС» применяется пайка с применением источника индукционного нагрева [1].

Поэлементная сборка облегченных волноводных трактов, с применением метода индукционной пайки, связано с рядом технологических сложностей.

Неравномерное распределение температурных полей, являющееся следствием разнотолщинности паяемых изделий, а так же особенностей конструкции индукторов, представляет наибольшую сложность при отработке и последующем воспроизведении технологических параметров процесса индукционной пайки.

Относительно небольшая разница температуры плавления припоя СвАК12 (577–580 ^{o}C) и температуры плавления основного материала АД31 паяемых

волноводных труб, муфт и фланцев (659–663 °С), при средней скорости индукционного нагрева 20–25 °С/сек., требует точной отработки и воспроизведения технологических режимов процесса пайки и, как следствие, высокой квалификации персонала.

Учитывая то, что из-за некоторых особенностей индукционного нагрева [2], зоны с максимальной плотностью индуцированных вихревых токов, а, следовательно, и зоны наибольшего тепловыделения (зоны максимального нагрева) в сечениях паяемых элементов волноводных трактов не совпадают с зонами пайки (рис. 2), необходимо выполнять ряд условий для получения качественных паяных соединений:

– температура в зонах максимального нагрева (далее ЗМН) паяемых элементов должна быть менее температуры их плавления;

– разница температур в ЗМН на различных паяемых элементах не должна превышать 10 °С;

– температура в ЗМН паяемых элементов не должна отличаться более чем на 10 °С от температуры в зоне пайки.

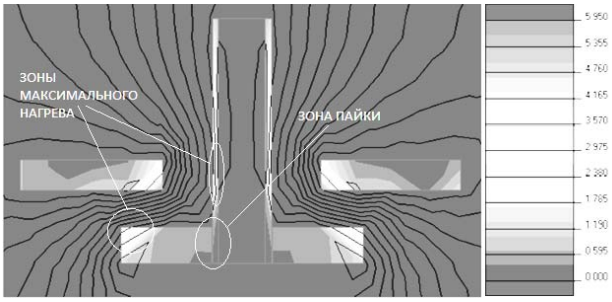


Рис. 2. Нагрев волноводной трубы и фланца с применением плоского индуктора. Действующее значение плотности тока $i_{полн.}$ (10^7 А/м^2)

Выполнение вышеуказанных условий необходимо для стабилизации процесса индукционной пайки, а так же для предотвращения перегрева и, как следствие, разрушения паяемых изделий.

Кроме того, температура, контактирующих с припоем участков нагреваемых изделий в зоне пайки, не должна быть ниже температуры плавления припоя. В противном случае расплавленный припой, не смочив поверхности, может быть вытеснен электродинамическими силами поля из зоны пайки

Для выполнения всех вышеперечисленных условий получения качественных паяных соединений необходимо с особым вниманием отнестись к выбору оборудования, а так же к отработке и воспроизведению основных параметров технологических режимов нагрева при пайке.

Созданное в ОАО «ИСС» рабочее место индукционной пайки волноводных трактов из алюминиевых сплавов, включающее в себя установку пайки (рис. 3) и стенд управления, позволяет с необходимой точностью воспроизводить требуемые технологические параметры нагрева.

Установка пайки состоит из генератора высокой частоты (66 кГц), согласующего устройства, набора плоских индукторов с рабочими окнами прямоугольного сечения, манипулятора-позиционера.

Стенд управления предназначен для настройки и автоматического регулирования технологических параметров поста индукционного нагрева в процессе пайки элементов волноводных трактов. Программное обеспечение Стенда позволяет производить запись, корректировку и воспроизведение основных технологических параметров процесса пайки (функциональная схема Стенда приведена на рис. 4).

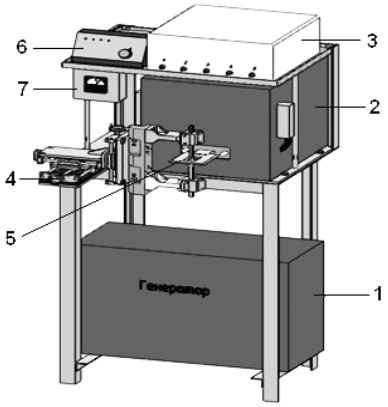


Рис. 3. Установка пайки:
1 – генератор; *2* – согласующее устройство; *3* – блок управления постом пайки волноводов; *4* – манипулятор – позиционер; *5* – индуктор; *6* – пуль управления; *7* – амперметр

Стенд состоит из следующих элементов: управляющего компьютера с соответствующим программным обеспечением, многоканального аналого-цифрового преобразователя (АЦП) и цифро-аналогового преобразователя (ЦАП). Цифровой управляющий сигнал выдается компьютером и преобразуется ЦАП в управляющее напряжение в диапазоне 0–10 В, управляющее мощностью генератора. Изменение мощности генератора позволяет управлять скоростью нагрева изделий. Стенд позволяет в режиме реального времени регистрировать изменение температуры в 4-х различных точках нагреваемого объекта.

Отработка технологических параметров (позиция паяемых деталей относительно индуктора, мощность, подаваемая на индуктор) так же производится при помощи Стенда.

Для исследования процесса нагрева и пайки используются термоэлектрические преобразователи – термопары. В исследуемый образец-имитатор термопары устанавливаются в точках, указанных на рис. 5.

Точки установки термопар на фланце расположены таким образом, чтобы контролировать нагрев непосредственно в зоне пайки (тр1), а так же в зонах максимального нагрева (тр2, тр3, тр4). При этом, для обеспечения условий качественной пайки 1–4, мгновенные значения температур в наблюдаемых точках должны распределяться таким образом, чтобы при температуре пайки (577–590 °С) выполнялось следующее неравенство:

$$t_{тр1}\,°C > t_{тр2}\,°C = t_{тр3}\,°C = t_{тр4}\,°C \qquad (1)$$

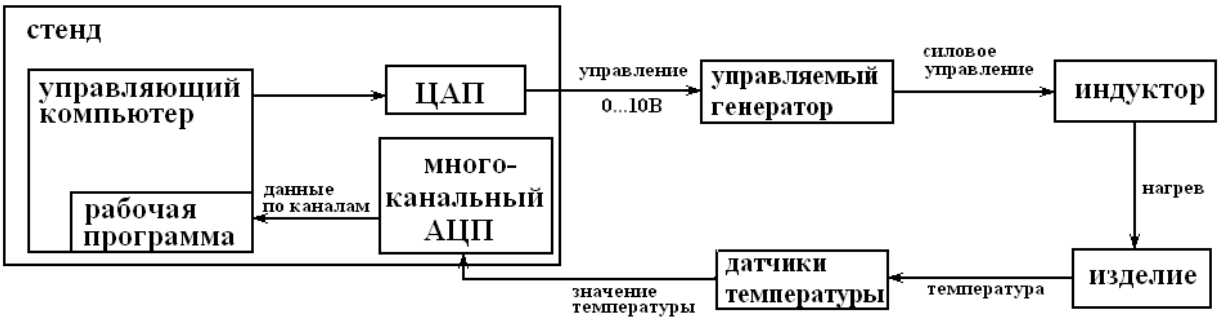


Рис. 4. Функциональная схема стенда управления постом пайки волноводных трактов

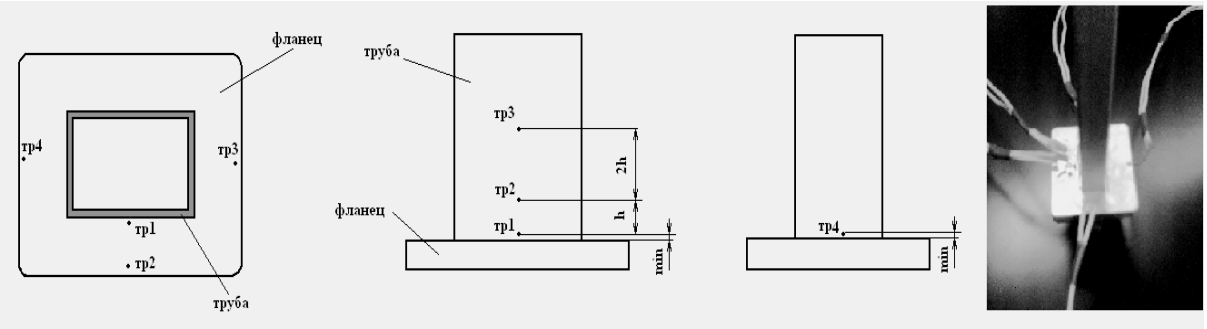


Рис. 5. Схема установки термопар. Образец-имитатор волноводная труба-фланец

На трубе термопары в точках тр1 и тр4 необходимы для контроля температуры в зоне пайки и по ее периметру, а в точках тр2 и тр3 для контроля нагрева трубы по высоте. Для трубы, при температуре пайки, должно выполняться следующее неравенство:

$$t_{тр1}°C = t_{тр4}°C > t_{тр2}°C > t_{тр3}°C \qquad (2).$$

При этом температуры в точках тр1фланца и тр1 волноводной трубы должны быть примерно одинаковыми (±5 °С). Графический интерфейс программного обеспечения Стенда позволяет оператору в режиме реального времени отслеживать изменение температур в исследуемых точках нагреваемого объекта (рис. 6).

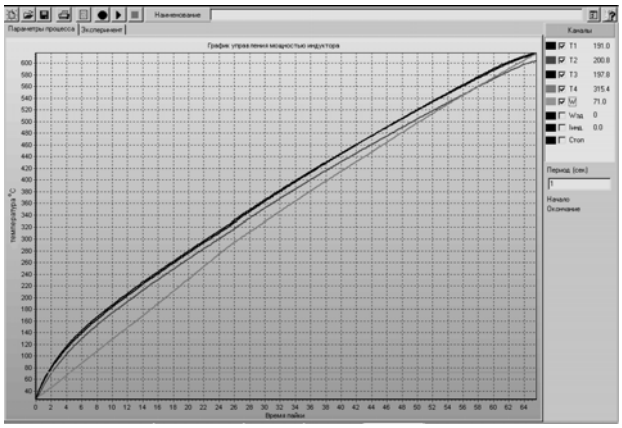


Рис. 6. Нагрев волноводной трубы и фланца. Т1 – тр1 труба; Т2 – тр2 труба; Т3 – тр4 труба; Т4 – тр1 фланец

Выполнение неравенств (1) и (2) обеспечивается подбором соответствующей формы индуктора, мощности подаваемой на индуктор и позиционирования нагреваемого объекта относительно индуктора.

Однако, описанный выше, способ пригоден лишь для отработки технологических параметров процесса индукционной пайки на образцах-имитаторах, поскольку использовать термопары при изготовлении штатной продукции невозможно.

Автоматическое воспроизведение усредненных значений технологических параметров процесса индукционной пайки при помощи программного управления, без использования надежной системы обратной связи, не представляется возможным по следующим причинам:

1) допуски на размеры элементов волноводно-распределительных трактов фактически приводят к разнице в массах одноименных изделий. Так для фланцев отклонение по массе составляет до 1,5 % , а для волноводных труб – до 25 %, и это приводит к значительным отклонениям во времени пайки на программируемом режиме. Так при пайке фланцев толщиной $6{,}5^{+0{,}1}$мм и волноводных труб, с сечением внутреннего канала 19×9,5 мм и толщиной стенки $1^{\pm 0{,}1}$ мм, данное отклонение приблизительно составляет 5 с;

2) при учете отклонений технологического процесса пайки по времени (5–7 с), и совокупном рассмотрении таких факторов, как средняя скорость индукционного нагрева (20–25 °С/с), время от начала плавления припоя до полного заполнения им техноло-

гического зазора между паяемыми элементами (1–2 с), разность температур между ЗМН и зоной пайки (до 10 °С), относительно небольшой разницы температуры плавления припоя и температуры плавления основного металла паяемых элементов (60–70 °С), вероятность образования неисправимых дефектов паяных соединений превышает 30 %.

Поэтому в настоящее время процесс пайки осуществляется при участии оператора.

С помощью ЭВМ программируется изменение во времени мощности источника индукционного нагрева. Прекращение процесса пайки производится оператором по визуальной информации.

Производимая в настоящее время модернизация установки пайки позволит минимизировать влияние, перечисленных выше, факторов.

Модернизация установки пайки ведется в двух направлениях.

Во-первых, оптимизируется система «индуктор – нагреваемый объект», путем разработки и внедрения индукторов оптимальной конфигурации для нагрева конкретных изделий. Так форма профиля индуктирующего провода, изображенная на рис. 7, позволяет локализовать и максимально приблизить зону максимального нагрева к зоне пайки на изделии.

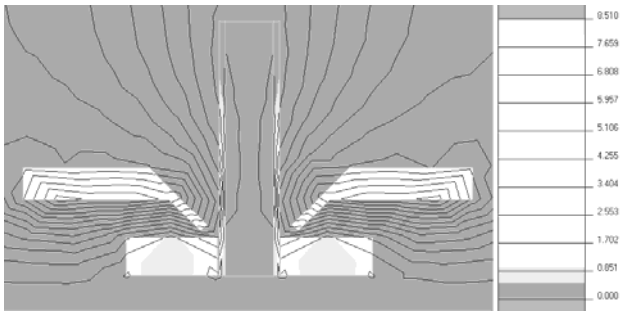


Рис. 7. Нагрев волноводной трубы и фланца с применением одновиткового индуктора сложного профиля. Действующее значение плотности тока $i_{полн.}$ (10^7 А/м^2)

Локализация зон максимального нагрева позволяет приблизить индуктор к паяемым изделиям на 1–2 мм, что значительно повышает КПД системы «индуктор – нагреваемое тело». При этом сокращается время пайки на одних и тех же мощности и частоте тока в 1,5–2 раза, по сравнению со временем пайки при применении плоского индуктора (см. рис. 2). Подобное перераспределение температурных зон позволяет увеличить время выдержки с момента начала расплавления припоя до момента полного расплавления, и заполнения им технологических зазоров между паяемыми изделиями, что положительно сказывается на качестве получаемых паяных соединений.

Во вторых, модернизируется система автоматического управления процессом индукционной пайки с использованием обратной связи по температуре, путем применения бесконтактных пирометрических датчиков, с возможностью корректировки технологических параметров и выравнивания температуры зон нагрева непосредственно в процессе пайки.

На производстве ОАО «ИСС» внедрена технология сборки поэлементной пайкой облегченных волноводных трактов из алюминиевых сплавов с применением источника индукционного нагрева. Данная технология в сравнении с процессом изготовления волноводов из алюминиевых сплавов с применением аргонодуговой сварки обладает рядом преимуществ, такими как:

– возможность получения неразъемных соединений тонкостенных, прямоугольных волноводных труб, с толщиной стенок в диапазоне 0,5…1,4 мм, со значительно более массивными (толщиной до 7,0 мм) фланцами и муфтами (рис. 8);

– отсутствие концентраторов напряжений в связи с образованием плавной галтели паяного шва позволяет данным соединениям успешно работать в сложных условиях перепада температуры от +120 до –100 °С; вибраций в диапазоне частот от 1,5 до 2500 Гц с ускорением до 12 g;

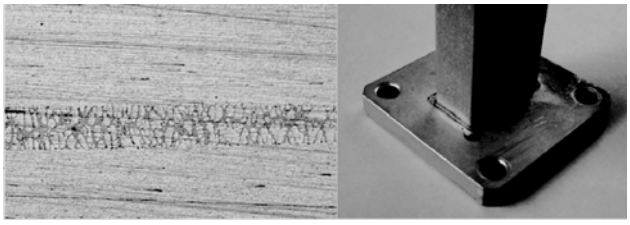


Рис. 8. Участок паяного шва волноводного тракта, ×50

– температура пайки ниже температуры солидус паяемых элементов волноводных трактов;

– отсутствует разупрочнение околошовной зоны, при этом прочность паяного соединения выше прочности волноводных труб;

– улучшение электротехнических параметров волноводно-распределительных трактов (рис. 9, 10);

– снижение массы изделий на 15–20 %, стоимости в 2–2,5 раза.

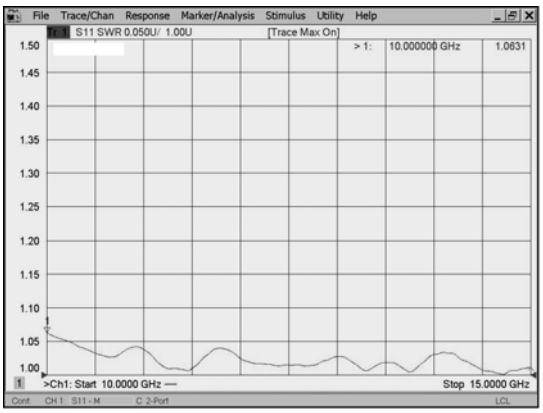


Рис. 9. Значение коэффициента стоячей волны (КСВ) в диапазоне частот 10–15 ГГц не превышает 1,07

В качестве примера конкретной реализации описываемой технологии можно указать созданные в ОАО «ИСС» космические аппараты «ЛУЧ 5А», «ЛУЧ 5Б», «ЯМАЛ 300К». Данные КА укомплектованы облегченными волноводными трактами из алюминиевого сплава, произведенными в ОАО «ИСС» (рис. 11), и в настоящий момент успешно эксплуатируются в интересах различных потребителей.

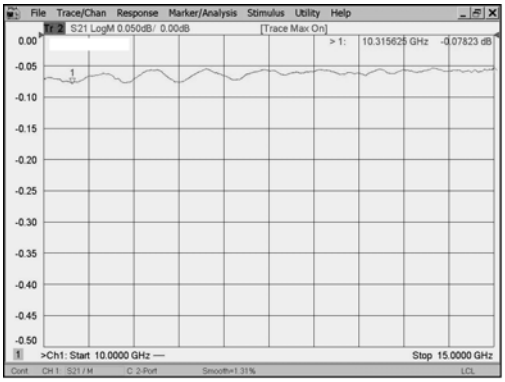


Рис. 10. Значение потерь в диапазоне частот 10–15 ГГц не превышает 0,08 дБ

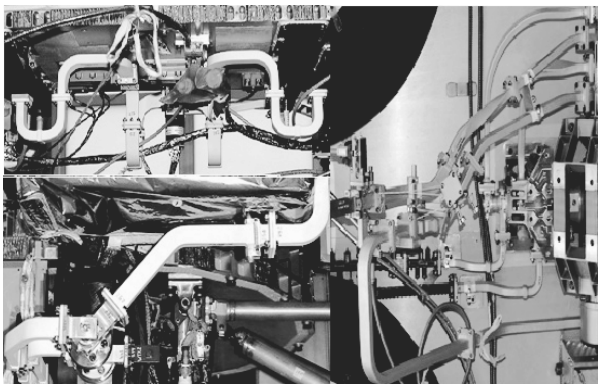


Рис. 11. Волноводные тракты АФУ КА «ЛУЧ 5А», производства ОАО «ИСС», с улучшенными массогабаритными и радиотехническими параметрами

Таким образом:

1. Технология индукционной пайки позволяет получить неразъемные соединения волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов, обладающих улучшенными массогабаритными и электротехническими характеристиками.

2. Автоматизировать процесс индукционной пайки волноводов только за счет программирования режимов не удается и поэтому требуется введение обратной связи по температуре в характерных точках паяного соединения.

Библиографические ссылки

1. Пат. № 2317184 Российская Федерация. Способ изготовления волноводно-распределительных систем из алюминиевых сплавов / П. Н. Сильченко, А. И. Корчагин, М. М. Михнев, В. Д. Чупилко, А. Н. Липин, В. Ю. Гусев ; заявитель и патентообладатель СибГАУ № 2005133293/02 ; заявл. 28.10.2005 ; опубл. 20.02.2008, Бюл. № 5.

2. Особенности пайки элементов волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов с применением источника индукционного нагрева / С. К. Злобин, М. М. Михнев, В. Д. Лаптенок, Р. В. Зайцев // Решетневские чтения : материалы XVI междунар. научн. конфер. : в 2 ч. Красноярск, 2012. Ч. 1. С. 16–17.

References

1. Patent № 2317184 Russian Federation. *Sposob izgotovleniya volnovodno-raspredelitel'nykh sistem iz alyuminiyevykh splavov* (Method of production of waveguide-distributive systems from aluminum alloys). P. N. Silchenko, A. I. Korchagin, M. M. Michnev, V. D. Chupilko, A. N. Lipin, V. G. Gusev; claimer and patentee SibSAU. № 2005133293/02 ; applied for 28.10.2005; published 20.02.2008, Bulletin № 5.

2. Zlobin S. K., Michnev M. M., Laptenok V. D., Zaicev R. V. *Materialy XVI mezhdunar. nauchn. konfer. “Reshetnevskiye chteniya”* (XVI International Scientific Conference “Reshetnev Readings”). SibSAU, Krasnoyarsk, 2012, ch. 1, p. 16–17.

© Злобин С. К., Михнев М. М., Лаптенок В. Д., Бочаров А. Н., Долгополов Б. Б., 2013

СОДЕРЖАНИЕ

Тестоедов Н. А., Косенко В. Е., Сторожев С. В., Звонарь В. Д., Ермоленко В. И., Чеботарев В. Е. История создания и перспективы развития космической навигации в России 7

Данилюк А. Ю., Ревнивых С. Г., Тестоедов Н. А., Ступак Г. Г., Урличич Ю. М. ГЛОНАСС – стратегический ресурс России 17

Ступак Г. Г., Ревнивых С. Г., Игнатович Е. И., Куршин В. В., Бетанов В. В., Панов С. С., Бондарев Н. З., Чеботарев В. Е., Балашова Н. Н., Сердюков А. И., Синцова Л. Н. Исследование вариантов совершенствования структуры орбитальной группировки ГНСС ГЛОНАСС до 2020 г. и далее с учетом доведения ее состава к 2020 г. до 30 КА 23

Головин М. К., Лопатко О. Е., Тюбалин В. В., Яскин Ю. С. Аппаратура контроля навигационного поля ГНСС 31

Богданов П. П., Дружин В. Е., Нечаева О. Е., Тюляков А. Е., Феоктистов А. Ю., Шупен К. Г. Основные направления повышения точности частотно-временного обеспечения ГНСС ГЛОНАСС 38

Вейцель А. В. Улучшение характеристик навигационной аппаратуры с использованием будущих перспективных сигналов ГНСС 42

Шаргородский В. Д., Косенко В. Е., Садовников М. А., Чубыкин А. А., Мокляк В. И. Лазерный ГЛОНАСС 50

Косенко В. Е., Лавров В. И., Чеботарев В. Е. Аэрокосмический мобильный информационный комплекс 55

Косенко В. Е., Попов В. В., Матроницкий Д. А., Чеботарев В. Е., Внуков А. А. Нормирование показателей экономической эффективности спутников связи 60

Асеев А. Л., Владимиров В. М., Фатеев Ю. Л., Филиппов А. И., Шабанов В. Ф., Шепов В. Н. Исследования точностных характеристик антенных модулей высокоточного позиционирования AM415 в угломерных измерениях по сигналам ГЛОНАСС/GPS 64

Дворкин В. В., Карутин С. Н. Высокоточные навигационные определения по сигналам ГНСС 70

Жабин А. С., Набокин П. И., Батеев Д. С., Анжина В. А. Вопросы точности регистрации лазерных импульсов на борту космических аппаратов с помощью бортовой беззапросной квантово-оптической системы 76

Марарескул Д. И. Способ повышения доступности навигационного обеспечения высокоорбитальных космических аппаратов по ГЛОНАСС 82

Козлов И. В. Бортовой вычислительный комплекс для негерметичных долгоресурсных КА 89

Ясюкевич Ю. В., Перевалова Н. П., Демьянов В. В., Едемский И. К., Маркидонова А. А. Исследование околоземного космического пространства с использованием глобальных спутниковых навигационных систем 93

Булынин Ю. Л., Созонова И. Л. Анализ выполнения требований межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора 100

Шайдуров В. В., Деревянко В. А., Васильев Е. Н., Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е. Итоги и перспективы совместных теплофизических исследований ИВМ СО РАН и ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева» 107

Деревянко В. А., Нестеров Д. А., Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е., Фаткулин Р. Ф., Сунцов С. Б. Плоские тепловые трубы для отвода тепла от электронной аппаратуры в космических аппаратах 111

Пирогов М. Г., Варламов В. И., Цымбал Г. Л., Стрижова Н. М., Демешко С. А., Гальчинский Д. Н., Сафронов К. П., Полкунов В. А., Гебгарт А. Я. Результаты лабораторно-отработочных испытаний статического прибора ориентации по Солнцу 347К 117

Кочев Ю. В., Ефремов С. В., Овчинников А. В. Оптимизация массовых характеристик кабельной сети космического аппарата с использованием разработанной системы автоматизированного проектирования «АКАБ» 121

Джур Е. А., Санин А. Ф., Божко С. А., Андрианов А. Ю., Белоус В. А., Рыбка А. В., Захарченко А. А., Борисенко В. Н., Зиновьев А. М., Кузнецов А. П., Плисак Ю. В. Композиционный материал для защиты радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов от ионизирующего излучения 126

Романенко И. В., Двирный В. В., Куклин В. А., Перминов М. Д. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных трансформируемых механических систем при комплексных проверках функционирования на этапе НЭО 132

Климов А. Н. Настройка крупногабаритных трансформируемых рефлекторов зонтичного типа в динамической системе координат 137

Бойко С. О., Комаров С. А., Харитонов С. Г., Улыбушев Е. А., Леканов А. В. Проектирование высокоточных линейных приводов для шестистепенного механизма типа «гексапод» космического применения 142

Бернс В. А., Долгополов А. В. Контроль зазоров в подвижных соединениях по результатам резонансных испытаний 149

Вехов А. С. Устройство отделения для негерметичных платформ космических аппаратов на базе изогридных конструкций 153

Кузовников А. В., Тестоедов Н. А., Агуреев В. А. Проблемы развития низкоорбитальной многофункциональной системы персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М» 157

Шендалёв Д. О. Проектирование формообразующей структуры зонтичного рефлектора 164

Тестоедов Н. А., Лозовенко С. Н., Головёнкин Е. Н., Антипьев А. И., Цайтлер А. В. Некоторые аспекты конструктивного исполнения, технологии изготовления, испытаний и эксплуатации амортизационных платформ для закрепления автоматических космических аппаратов в транспортном контейнере 173

Першин А. С. Алгоритм пространственной фильтрации помех 180

Семкин П. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г., Тестоедов Н. А. Методы классификации случайных сигналов в системах контроля радиочастотного спектра 183

Кривов Е. В. Исследование двухфазной системы терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутников связи с повышенным тепловыделением 187

Громов К. В., Выгонский Ю. Г., Роскин С. М., Кузовников А. В., Мухин В. А. Организация сквозного тракта телемостов с использованием многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» 191

Злобин С. К., Михнев М. М., Лаптенок В. Д., Бочаров А. Н., Долгополов Б. Б. Особенности производства волноводно-распределительных трактов антенно-фидерных устройств космических аппаратов 196

CONTENTS

Testoedov N. A., Kosenko V. E., Storozhev S. V., Zvonar V. D., Ermolenko V. E., Chebotarev V. E. History of creation and prospects for the development of space navigation in Russia 7

Danilyuk A. Yu., Revnivykh S. G., Testoedov N. A., Stupak G. G., Urlichich Yu. M. GLONASS is the strategic resource of Russia 17

Stupak G. G., Revnivykh S. G., Ignatovich E. I., Kurshin V. V., Betanov V. V., Panov S. S., Bondarev N. Z., Chebotarev V. E., Balashova N. N., Serdyukov A. I., Sintsova L. N. Research of alternative methods of improvement of structure of orbital group of GLONASS system till 2020 and further 23

Golovin M. K., Lopatko O. E., Tyubalin V. V., Yaskin Yu. S. GNSS navigation signals monitoring equipment 31

Bogdanov P. P., Druzhin V. E., Nechaeva O. E., Tyulyakov A. E., Feoktistov A. Y., Shupen K. G. Principal directions of the further update of the GLONASS time-and-frequency support 38

Veytsel A. V. Update of navigation receivers characteristics with the use of the future long-range GNSS signals 42

Shargorodsky V. D., Kosenko V. E., Sadovnikov M. A., Chubikin A. A., Moklyak V. I. Laser GLONASS 50

Kosenko V. E., Lavrov V. I., Chebotarev V. E. The aerospace mobile data exchange complex 55

Kosenko V. Ye., Popov V. V., Matronitsky D. A., Chebotarev V. Ye., Vnukov A. A. Normalization of cost efficiency factor of communication satellites 60

Aseev A. L., Vladimirov V. M., Fateev Yu. L., A. I. Filippov, V. F. Shabanov, Shepov V. N. Study of accuracy characteristics of the antenna modules of high-accuracy posotioning AM415 in angular observations by GLONASS/GPS signals 64

Dvorkin V. V., Karutin S. N. Precise positioning according to GNSS signal 70

Zhabin A. S., Nabokin P. I., Bateev D. S., Anzhina V. A. Questions of spacecraft laser pulses registration accuracy with the use of the onboard query-free quantum-optical system 76

Marareskul D. I. The method of increase of availability of high orbit spacecraft navigation support by GLONASS 82

Kozlov I. V. Onboard computer complex for unpressurised long-resourced spacecrafts 89

Yasyukevich Yu. V., Perevalova N. P., Demyanov V. V., Edemskiy I. K., Markidonova A. A. Study of the near-earth environment with the global navigation satellite system 93

Bulynin Yu. L., Sozonova I. L. Analysis of the requirements perfermance of interagancy coordination committee on debris prevention 100

Shaidurov V. V., Derevyanko V. A., Vasilyev E. N., Kosenko V. E., Zvonar V. D., Chebotarev V. E. Results and prospects of joint heat physical researches of icm of the SB RAS and JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems” 107

Derevyanko V. A., Nesterov D. A., Kosenko V. E., Zvonar V. D., Chebotarev V. E., Fatkulin R. F., Suntsov S. B. Flat heat pipes for heat removal from electronic equipment in space vehicles 111

Pirogov M. G., Varlamov V. I., Tsymbal G. L., Strizhova N. M., Demeshko S. A., Galchinskiy D. N., Safronov K. P., Polkunov B. A., Gebgart A. Y. Results of 347K static sun sensor laboratory testing 117

Kochev Y. V., Efremov S. V., Ovchinnikov A. V. Satellite mass criteria optimization with the use of cad “ACAB” 121

Dzhur Y. A., Sanin A. F., Bozhko S. A., Andrianov A. Y., Belous V. A., Rybka A. V., Zakharchenko A. A., Borysenko V. N., Zinoviev A. M., Kuznetsov A. P., Plysak Y. V. Composite material for protection of spacecraft electronics against ionizing radiation 126

Romanenko I. V., Dvirnyy V. V., Kuklin V. A., Perminov M. D. Deployment dynamics mathematical models used for the oversized transformable mechanical systems during on-ground complex functional tests 132

Klimov A. N. Tuning of oversized transformable umbrella-type reflectors in dynamic coordinate system 137

Boyko S. O., Komarov S. A., Haritonov S. G., Ulybushev E. A., Lekanov A. V. Development of high-precision linear actuators for six-axis mexhanism of “hexapod” type 142

Berns V. A., Dolgopolov A. V. Gaps control in movable joints by the results of resonance test 149

Vehov A. S. Separation device for spacecraft unpressurized platforms based on isogrid structures 153

Kuzovnikov A. V., Testoedov N. A., Agureev V. A. Problems of development of low-orbit multifunctional personal satellite communication system «Gonets-D1m» 157

Shendalev D. O. Development of shaping structure for umbrella type reflector 164
Testoedov N. A., Lozovenko S. N., Golovenkin E. N., Antipiev A. I., Tsaytler A. V. Some aspects of alternate design, production technology, tests and operation of amortization platform for fixation of automatic spacecraft in transport container 173
Pershin A. S. Algorithms of spatial noise filtering 180
Semkin P. V., Kuzovnikov A. V., Somov V. G., Testoedov N. A. Random signals classification methods in system of radiofrequency spectrum control 183
Krivov E. V. Investigation of two phase loop thermal control system with deployable radiator of telecommunication satellite with high level of heat output 187
Gromov K. V., Vigonskiy U. G., Roskin C. M., Kuzovnikov A. V., Muhin V. A. Organization through channel television space bridges with usage of multifunctional space system relaying “Luch” 191
Zlobin S. K., Michnev M. M., Laptenok V. D., Bocharov A. N., Dolgopolov B. B. The features of production of waveguide-distributive systems of communication spacecrafts 196

Требования к оформлению статей
для опубликования в журнале «Вестник СибГАУ»

Общие требования. Тексты представляются в редакцию в электронном и печатном виде. Оригинал должен быть чистым, не помятым, без правок, вписанных от руки. Страницы нумеруются карандашом на обороте.

Печатный оригинал должен полностью совпадать с электронным вариантом статьи.

Файлы со статьей принимаются на CD-диске, флэш-диске (без вирусов) или по электронной почте.

Статьи в распечатанном виде авторы сдают лично секретарю журнала или высылают по почте с указанием обратного адреса (для иногородних).

ВНИМАНИЕ! На последней странице обязательно ставится **подпись автора(ов)** статьи.

Количество авторов одной статьи не более 5-ти. Автор имеет право публиковаться в выпуске один раз, второй в соавторстве.

Индекс УДК предшествует названию статьи, соответствует заявленной теме и проставляется в верхнем левом углу листа.

Электронная копия. Статья набирается в программе **Microsoft Office Word 2003!**

Содержание. В статье необходимо сформулировать проблемы, отразить объект исследования, достигнутый уровень процесса исследования, новизну результатов, область их применения.

Статья должна заканчиваться выводом (слово «Вывод» в статье не пишется!). Текст вывода набирается отдельным абзацем (абзацами), в котором акцентируется новизна результатов, эффективность их использования и др.

Объем статьи: 3–8 страниц (включая рисунки, таблицы и библиографические ссылки), краткое сообщение – 1–2 страницы.

Параметры страницы. Формат А4 (210×297). Поля: правое и левое – 2 см, верхнее и нижнее – 2,5 см.

Текст. Шрифт – Times New Roman, размер 12 пт.

Не допускается (!) набирать тексты прописными (заглавными) буквами и жирным шрифтом (кроме названия), а также размещать все указанные элементы в рамках и имитировать оформления набора, выполняемого в журнале.

При представлении научной статьи в журнал «Вестник СибГАУ» необходимо придерживаться **следующей схемы**:

Блок 1 – на русском языке:

– название статьи (по центру жирным шрифтом прописными буквами);

– автор(ы) (по центру строчными буквами);

– адресные данные авторов: организация(и), адрес организации(й), электронная почта всех или одного автора (если авторы из разных организаций, их принадлежность к организации помечается цифрой (верхний индекс) после фамилии автора и перед названием организации);

– аннотация (авторское резюме);

– ключевые слова.

Блок 2 – информация Блока 1 в той же последовательности на английском языке.

Блок 3 – полный текст статьи на русском или другом языке (язык оригинала).

Блок 4 – Список литературы (Библиографические ссылки) с русскоязычными ссылками на русском языке по ГОСТ Р 7.0.5-2008 (для статей на русском языке).

Блок 5 – Список литературы (References) с русскоязычными и другими ссылками в романском алфавите (правила оформления и примеры приведены ниже).

Название списка литературы должно быть на английском языке: REFERENCES, но ни в коем случае не транслитерированным: SPISOK LITERATURY.

Аннотация. Аннотация должна состоять минимум из 100–250 слов (по ГОСТу – 850 знаков, не менее 10 строк) и включать следующие аспекты содержания статьи:

– предмет, тему, цель работы;

– метод или методологию проведения работы;

– результаты работы;

– область применения результатов;

– выводы.

Аннотация на английском языке на русскоязычную статью по объему может быть больше аннотации на русском языке (но не более 850 знаков), так как за русскоязычной аннотацией идет полный текст на этом же языке.

Основной текст статьи размещается через пробел от резюме. Межстрочный интервал – одинарный, межбуквенный и междусловный интервал – нормальный, перенос слов не допускается. Внутренние подзаголовки статьи центрировать.

Абзацный отступ равен 0,5 см.

Ссылки на использованные в статье источники заключают в квадратные скобки и последовательно нумеруют, начиная с [1] (обязательно соблюдать последовательную нумерацию по тексту, не нужно выстраивать ссылки в алфавитном порядке!).

Примечания: 1. Смысловые пояснения основного текста или дополнения к нему оформляются в виде внутритекстовых примечаний среди строк основного текста специальной рубрикой, выделенной светлым курсивом: *Примечание:* (одно примечание), *Примечания*: (несколько примечаний). Отделяются от текста *точкой* (если стоят в единственном числе в подбор к тексту примечания).

Примечания должны быть последовательно пронумерованы.

2. При наличии гранта ссылка на грант помещается внизу полосы под строками основного текста (подстрочное примечание).

Формулы. Простые внутристрочные и однострочные формулы должны быть набраны без использования специальных редакторов. Специальные сложные символы, а также многострочные формулы, которые не могут быть набраны обычным образом, должны быть набраны в редакторе формул Math Type. Набор математических формул в пределах всего текста должен быть единообразен:

– размеры символов определяются стандартными установками Math Type (Размер – Определить – Заводские),

– русские и греческие символы – прямым шрифтом,

– латинские – курсивом.

Формулы, набранные отдельными строками, располагают по центру.

Не допускается (!) набор в основном тексте статьи простых латинских, греческих или специальных символов в редакторе формул.

Таблицы должны быть последовательно пронумерованы. Слово «таблица» набирается светлым курсивом с выравниванием вправо, шрифтом 11, например, *Таблица 1* ниже – заглавие таблицы (набирается жирным шрифтом по центру). Если таблица имеет большой объем, она может быть помещена на отдельной странице, а в том случае, когда она имеет значительную ширину – на странице с альбомной ориентацией.

Иллюстрации. Иллюстрации и подписи к ним должны быть вставлены в текст статьи и дополнительно прикреплены отдельным файлом любого распространенного графического формата (например, .jpg, .bmp, .tiff и т. п.). Иллюстрации последовательно пронумеровываются обычным шрифтом без кавычек с выравниванием по центру, например, Рис. 1. Могут содержать подрисуночную подпись, шрифтом 11 пт. Рисунки могут быть сканированы с оригинала (в этом случае они должны быть четкими, контрастными, без лишнего фона) или выполнены средствами компьютерной графики. Цветные иллюстрации не принимаются.

Сведения об авторе помещаются в конце статьи на русском и английском языках и оформляются в следующей последовательности:

– фамилия, имя, отчество (полностью);

– ученая степень, звание;

– должность, место работы;

– e-mail;

– номер телефона;

– адрес для переписки (для иногородних).

В сведениях об авторах нельзя использовать аббревиатуры и сокращения.

Статьи рецензируются. Отклоненные материалы не возвращаются

Оформление библиографических ссылок в романском алфавите (references)

1. Не использовать разделительные знаки: /; //; –.
2. Следовать правилам, позволяющим легко идентифицировать 2 основных элемента описаний – авторы и источники.
3. Не перегружать ссылки транслитерацией* заглавий статей либо давать их совместно с переводом.
4. Придерживаться единой системы транслитерации фамилий авторов, заглавий статей (если их включать) и названий источников (http://translit.ru/, выбрать **BGN**).
5. При ссылке на статьи из российских журналов, имеющих переводную версию, лучше давать ссылку на переводную версию статьи.

Название источника, независимо от того, журнал это, монография, сборник статей или название конференции, *выделяется курсивом*. Дополнительная информация – перевод на английский язык названия источника приводится в круглых скобках шрифтом, используемым для всех остальных составляющих описания.

Примеры описаний **статей из российских журналов** (фамилии авторов в транслитерации, название журнала в транслитерации курсивом, год, №, страницы. Название статьи опускается):

Dyachenko V. D., Krivokolysko S. G., Nesterov V. N. *Khim. Geterotsikl. Soedin*., 1996, no. 9, p. 1243.

Polyanchikov Yu. N., Bannikov A. I. *Vestnik SibGAU.* 2007, no. 1 (23), p. 21–24.

Статьи из электронных журналов описываются аналогично печатным изданиям с дополнением данных об адресе доступа. Пример описания статьи из электронного журнала:

Swaminathan V., Lepkoswka-White E., Rao B.P. Browsers or buyers in cyberspace? An investigation of electronic factors influencing electronic exchange, *Journal of Computer- Mediated Communication,* 1999, vol. 5, no. 2, available at: www. ascusc.org/ jcmc/vol5/ issue2/

Наиболее точную идентификацию статей из электронных журналов можно получить, если указать уникальный идентификатор, который используют практически все ведущие зарубежные журналы для идентификации своих статей (Digital Object Identifier – DOI), в том числе и российские переводные журналы. Система DOI является международным ISO стандартом (http://www.doi.org/). Поэтому при наличии в статье DOI, в списке литературы желательно указывать ее идентификатор. Примеры описания статей из SCOPUS, имеющих DOI:

Yang S. Y., Ryu I., Kim H. Y., Kim J. K., Jang S. K., Russell T. P. Nanoporous membranes with ultrahigh selectivity and flux for the filtration of viruses (2006) *Advanced Materials*, 18 (6), p. 709–712. Cited 89 times. doi: 10.1002/adma.200501500.

Zhang Z., Zhu D. Experimental research on the localized electrochemical micromachining (2008) *Russian Journal of Electrochemistry*, 44 (8), pp. 926-930. Cited 2 times. doi: 10.1134/S1023193508080077.

Материалы конференций:

Usmanov T. S., Gusmanov A. A., Mullagalin I. Z., Muhametshina R. Ju., Chervyakova A. N., Sveshnikov A. V. Features of the design of field development with the use of hydraulic fracturing [Osobennosti proektirovaniya razrabotki mestorozhdeniy s primeneniem gidrorazryva plasta]. *Trudy 6 Mezhdunarodnogo Simpoziuma Covye resursosberegayushchie tekhnologii nedropol'zovaniya i*

---

* Транслитерация – перевод одной графической системы алфавита в другую (то есть передача букв одной письменности буквами другой). Пример Т.: немецкий Schiller – русский «Шиллер».

povysheniya neftegazootdachi" (Proc. 6th Int. Technol. Symp. "New energy saving subsoil technologies and the increasing of the oil and gas impact"). Moscow, 2007, p. 267–272.

Главное в описаниях конференций – название конференции на языке оригинала (в транслитерации, если нет ее английского названия), выделенное курсивом. В скобках дается перевод названия на английский язык. Выходные данные (место проведения конференции, место издания, страницы) должны быть представлены на английском языке.

Возможен и такой сокращенный вариант:
Usmanov T. S., Gusmanov A. A., Mullagalin I. Z., Muhametshina R. Ju., Chervyakova A. N., Sveshnikov A. V. *Trudy 6 Mezhdunarodnogo Simpoziuma "ovye resursosberegayushchie tekhnologii nedropol'zovaniya i povysheniya neftegazootdachi*" (Proc. 6th Int. Technol. Symp. "New energy saving subsoil technologies and the increasing of the oil and gas impact"). Moscow, 2007, pp. 267–272.

В переводных журналах ссылки на публикации в материалах конференций даются либо вообще без их заглавий докладов, либо приводится только их перевод. Примеры ссылок на публикации в материалах конференций:

Antina E. V., Berezin M. B., Semeikin A. S., Dudina N. A., Yutanova S. L., and Guseva G. B. Abstracts of Papers, *XII Molodezhnaya konferentsiya po organicheskoi khimii* (XII Youth Conference on Organic Chemistry), Suzdal, 2009, p. 248.

Iznairov B. M. *Obespechenie ratsional'ykh geometricheskikh parametrov mnogozvennykh soedinenii i rezervirovanie ikh elementov* (Rational Geometric Parameters of Multicomponent Joints and Backup of Their Components), Saratov: SGTU, 2008.

Riabinina A. A., Berezina E.V. *Materialy XIV Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya"*(Materials XIV Mezhdunarodnoy nauchnoy conference Reshetnev reading), Krasnoyarsk, 2010, p. 100–115.

Книги (монографии, сборники, материалы конференций в целом):

Belaya kniga po nanotekhnologiyam: issledovaniya v oblasti nanochastits, nanostruktur I nanokompozitov v Rossiiskoi Federatsii (po materialam Pervogo Vserossiiskogo soveshchaniya uchenykh, inzhenerov i proizvoditelei v oblasti nanotekhnologii (White Book in Nanotechnologies: Studies in the Field of Nanoparticles, Nanostructures and Nanocomposites in the Russian Federation: Proceedings of the First All-Russian Conference of Scientists, Engineers and Manufacturers in the Field of Nanotechnology). Moscow, LKI, 2007.

Nenashev M.F. *Poslednee pravitel'tvo SSSR* (Last government of the USSR). Moscow, Krom Publ., 1993. 221 p.

From disaster to rebirth: the causes and consequences of the destruction of the Soviet Union (*Ot katastrofy k vozrozhdeniju: prichiny i posledstvija razrushenija SSSR*). Moscow, HSE Publ., 1999. 381 p.

Kanevskaya R. D. *Matematicheskoe modelirovanie gidrodinamicheskikh protsessov razrabotki mestorozhdenii uglevodorodov* (Mathematical modeling of hydrodynamic processes of hydrocarbon deposit development). Izhevsk, 2002. 140 p.

Latyshev, V.N., *Tribologiya rezaniya. Kn. 1: Friktsionnye protsessy pri rezanie metallov* (Tribology of Cutting, Vol. 1: Frictional Processes in Metal Cutting), Ivanovo: Ivanovskii Gos. Univ., 2009.

Ссылка на Интернет-ресурс:

APA Style (2011), Available at: http://www.apastyle.org/apa-style-help.aspx (accessed 5 February 2011).

Pravila Tsitirovaniya Istochnikov (Rules for the Citing of Sources) Available at: http://www.scribd.com/doc/1034528/ (accessed 7 February 2011).

На сайте издательства Emerald даны достаточно подробные рекомендации по составлению пристатейных списков литературы по стандарту Harvard (Harvard reference system) практически для всех видов публикаций – http://www.emeraldinsight.com/authors/guides/write/harvard.htm?part=2, а также программные средства для их формирования. Можно воспользоваться этими рекомендациями.