

**НОВОСТИ  
НАВИГАЦИИ  
№ 4, 2013 г.**

**Научно-технический  
журнал  
по проблемам навигации  
УДК 621.78:525.35  
ISSN 2223-0475**

*Редакционная коллегия:*

Главный редактор – Царев В. М.,  
генеральный директор  
ОАО «НТЦ «Интернавигация», к.т.н.,  
заслуженный работник связи РФ  
Редактор – Соловьев Ю. А.,  
д.т.н., проф.

Отв. редактор – Цикалова Е. Г.

*Члены редакционной коллегии:*

Баринов С. П., к. т. н.;  
Белгородский С. Л., д. т. н., проф.,  
заслуженный деятель науки РФ;  
Верещако В. А.;  
Власов В. М., д. т. н., проф.;  
Донченко С. И., д. т. н.;  
Зубов Н. П., д. в. н., проф.,  
заслуженный деятель науки РФ;  
Коротышко А. Н., к. т. н.;  
Непоклонов В. Б., д. т. н.;  
Переяев С. Е., д. т. н., проф.;  
Писарев С. Б., д. т. н.;  
Почукаев В. Н., д. т. н., проф.;  
Ярлыков М. С., д. т. н., проф.,  
заслуженный деятель науки  
и техники РФ.

Журнал зарегистрирован  
в Министерстве РФ по делам  
печати, телерадиовещания  
и средств массовых коммуникаций.  
Регистрационный номер  
ПИ № 77-5073

Издание подготовлено  
и распространяется ОАО «НТЦ  
современных навигационных  
технологий «Интернавигация»  
при участии Российского  
общественного института навигации.  
Тел.: (495) 626-25-01,  
Факс: (495) 626-28-83  
109028, Россия, г. Москва,  
Б. Трехсвятительский пер., дом 2  
E-mail: internavigation@rgcc.ru  
http://www.internavigation.ru  
http://internavigation.ru

**СОДЕРЖАНИЕ**

МЕЖДУНАРОДНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ

ОТЧЕТ О 22-й СЕССИИ СОВЕТА ДАЛЬНЕВОСТОЧНОЙ  
РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СЛУЖБЫ (ФЕРНС) ..... 3

В МЕЖГОСУДАРСТВЕННОМ СОВЕТЕ «РАДИОНАВИГАЦИЯ»  
И РОССИЙСКОМ ОБЩЕСТВЕННОМ ИНСТИТУТЕ НАВИГАЦИИ

VIII МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ  
«ТЕНДЕНЦИИ И ГАРМОНИЗАЦИЯ РАЗВИТИЯ РАДИОНАВИГАЦИОННОГО  
ОБЕСПЕЧЕНИЯ» ..... 4  
41-е ЗАСЕДАНИЕ МЕЖГОСУДАРСТВЕННОГО СОВЕТА «РАДИОНАВИГАЦИЯ» ..... 8

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ СТАТЬИ, ОБЗОРЫ, РЕФЕРАТЫ

НОВЫЕ ОТКРЫТЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ РАДИОСИГНАЛЫ  
С КОДОВЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ И СТРУКТУРА НАВИГАЦИОННЫХ  
СООБЩЕНИЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ..... 11  
Г. Г. Ступак, А. А. Поваляев

КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ ФУНКЦИИ АКВОС-СИГНАЛОВ  
ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ..... 19  
М. С. Ярлыков, С. М. Ярлыкова

ТЕХНОЛОГИЯ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК  
ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ  
СИСТЕМЫ ЛИНС-100РС НА ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ МИГ-29УБ ..... 36  
Е. Г. Харин, В. А. Копелович, И. А. Копылов, Е. В. Клабуков, В. Б. Ильин,  
А. Ю. Макарова, А. В. Требухов, С. В. Ларионов, В. П. Голиков, Д. А. Меркушов

ВОПРОСЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ  
ВЫСОКОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ  
ДЛЯ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ  
НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ..... 46  
М. С. Бородин, В. Б. Дубовской, К. В. Кисленко, В. Г. Пшенияк

ОПЕРАТИВНАЯ ИНФОРМАЦИЯ ..... 53

КОНФЕРЕНЦИИ, ВЫСТАВКИ, СОВЕЩАНИЯ

ЗАСЕДАНИЕ СОВЕТА ГЛАВНЫХ КОНСТРУКТОРОВ ПРЕДПРИЯТИЙ –  
РАЗРАБОТЧИКОВ И ПРОИЗВОДИТЕЛЕЙ НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ ..... 64  
СЕМИНАР «ЭРА-ГЛОНАСС»: ОТ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ К РЫНКАМ УСЛУГ ..... 65

XXXVI ОБЩЕЕ СОБРАНИЕ АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ  
И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ..... 66

IV МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ «РОССИЯ–ИННОТЕХ 2013»: «  
Инновационные технологии и экономические механизмы для реализации  
целей и задач Транспортной стратегии РФ на период до 2030 г.» ..... 67

ИЗ ИСТОРИИ НАВИГАЦИИ

К ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ ФАЗОВОЙ  
РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ «МАРШРУТ» ..... 69

НОВЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ..... 73

ПЛАНЫ И КАЛЕНДАРИ ..... 77

Журнал включен в систему Российского индекса научного цитирования (РИНЦ)

Ответственность за достоверность материалов несут авторы статей.  
Мнение редакции может не совпадать с мнением авторов

Дизайн и компьютерная верстка: **Г. Б. Маравин**  
Типография ООО «АвтоПринт» 109052 г. Москва, ул. Смирновская, 25 корп. 7

# Contents

## INTERNATIONAL ACTIVITIES

REPORT ON THE 22<sup>nd</sup> FERNS COUNCIL SESSION ..... 3

## IN THE RADIONAVIGATION INTERSTATE COUNCIL AND RUSSIAN PUBLIC INSITUTE OF NAVIGATION

8<sup>th</sup> INTERNATIONAL SCIENTIFIC CONFERENCE  
«TRENDS AND HARMONISATION OF RADIONAVIGATION DEVELOPMENT» ..... 4

41<sup>st</sup> SESSION OF THE RADIONAVIGATION INTERSTATE COUNCIL OF THE CIS ..... 8

## SCIENTIFIC ARTICLES, REVIEWS, SYNOPSES

NEW OPEN RADIONAVIGATION CDM SIGNALS  
AND GLONASS NAVIGATION MESSAGE STRUCTURE ..... 11  
G. G. Stupak, A. A. Povalyaev

CORRELATION FUNCTIONS OF AIRBOC MODULATED SIGNALS  
OF PERSPECTIVE SATELLITE RADIO NAVIGATION SYSTEMS ..... 19  
M. S. Yarlykov, S. M. Yarlykova

FLIGHT TEST TECHNOLOGY AND ANALYSIS OF LINS-100RS  
INTEGRATED INERTIAL SATELLITE NAVIGATION SYSTEM CHARACTERISTICS  
ON BOARD THE MiG-29UB FLIGHT TEST LABORATORY ..... 36  
E. G. Kharin, V. A. Kopelovich, I. A. Kopylov, E. V. Klobukov, V. B. Ilyin,  
A. Yu. Makarova, A. V. Trebukhov, S. V. Larionob, V. P. Golikov, D. A. Merkushev

THE MATTERS OF USING THE MEASUREMENT DATA OF SENSITIVE  
ACCELEROMETER UNITS FOR LOW-ORBIT SATELLITES NAVIGATION  
AND BALLISTIC TRAJECTORY CONTROL ..... 46  
M. S. Borodin, V. B. Dubovskoi, K. V. Kislenco, V. G. Pshenyanik

OPERATING INFORMATION ..... 53

## CONFERENCES, EXHIBITIONS, MEETINGS

MEETING OF THE BOARD OF HEAD DESIGNERS  
OF NAVIGATION EQUIPMENT DESIGN AND MANUFACTURE PLANTS ..... 64

SEMINAR «ERA-GLONASS»: FROM RESCUE SYSTEM TO SERVICE MARKETS» ..... 65

XXXVI GENERAL ASSEMBLY OF THE NAVIGATION  
AND MOTION CONTROL ACADEMY ..... 66

IV INTERNATIONAL FORUM «RUSSIA-INNOTECH 2013» ..... 67

## FROM THE HISTORY OF NAVIGATION

THE HISTORY OF DEVELOPMENT OF THE MARSHRUT  
PHASE RADIO NAVIGATION SYSTEM ..... 69  
S. B. Boloshin

NEW PUBLICATIONS ..... 73

PLANS AND CALENDARS ..... 77

# ОТЧЕТ О 22-й СЕССИИ СОВЕТА ДАЛЬНЕВОСТОЧНОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СЛУЖБЫ (ФЕРНС)

## REPORT ON THE 22<sup>nd</sup> FERNS COUNCIL SESSION



В период с 14 по 18 октября в г. Чеджу, Республика Корея, состоялась 22-я Сессия Совета Дальневосточной радионавигационной службы (FERNS).

В работе сессии принимали участие делегации Китайской Народной Республики, Республики Корея, Российской Федерации и Японии, а также наблюдатели от Норвегии и Международной ассоциации маячных служб (IALA).

В ходе заседания 22 сессии Совета были рассмотрены вопросы эксплуатации совместных цепей FERNS, перспективного развития систем «Лоран-С» и «Чайка» и координации работы радионавигационных систем в Дальневосточном регионе.

В соответствии с повесткой дня делегации доложили результаты работы радионавигационных станций Сторон в объединенных радионавигационных цепях, а также результаты работы других радионавигационных средств в Дальневосточном регионе.

Наибольший интерес у участников сессии вызвали вопросы:

- создания в Китайской Народной Республике интегрированных приемных устройств, объединяющих в себе навигационные системы ГНСС, «Лоран-С/Чайка» и другие навигационные системы судовождения, а также модернизации действующих радионавигационных станций «Лоран-С» и их активного использования, в том числе в качестве источника точного времени;
- строительства в Республики Корея трех современных станций «еЛоран» (enhanced Loran – усовершенствованный «Лоран»).

Делегация Кореи проинформировала участников сессии о возрастании в последнее время числа и продолжительности радиопомех в системе GPS, генерируемых Северной Кореей, что побудило южнокорейское правительство к запуску системы «еЛоран». В феврале 2013 года Правительство Южной Кореи приняло план построения системы «еЛоран». В данный момент

у Южной Кореи уже есть две станции системы Лоран-С, которые будут усовершенствованы в 2014 году до станций системы «еЛоран». Кроме них будет построено еще три новых станции системы «еЛоран». Для запуска служб дифференциальных поправок на территории страны будет размещено 43 дифференциальных станции системы «еЛоран». Ожидается, что система перейдет на этап начальной работоспособности в 2016 году, а на этап финальной работоспособности – в 2018 году. Правительство Южной Кореи надеется на дальнейшее расширение зоны покрытия «еЛоран» на территории всей Северо-Восточной Азии в связи, с чем надеется на тесное сотрудничество с Россией и Китаем;

- создания объединенной Российско-Корейской цепи с участием российских станций «Чайка» в пунктах Уссурийск, Александровск-Сахалинский и корейской станции Поханг, предложение о включении которой в состав объединенной цепи было принято на 21 сессии Совета.

Российская делегация доложила о первоочередных мероприятиях по обеспечению функционирования новой объединенной Российско-Корейской цепи;

- навигационного обеспечения Северного морского пути.

Участники сессии выразили мнение, что уязвимость спутниковых систем является серьезной проблемой и для Арктики, пока не существует какой-либо резервной системы. Многие страны мира сильно заинтересованы в развитии Арктического пути и, по их мнению, резервная PNT-система необходима для обеспечения покрытия в данном регионе, и системы е-Лоран/е-Чайка являются первыми кандидатами.

По завершении работы 22 сессии Совета, по инициативе делегации Китайской Народной Республики, было принято решение о проведении 23 сессии Совета FERNS в Китае в октябре 2014 г.



# VIII МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ «ТЕНДЕНЦИИ И ГАРМОНИЗАЦИЯ РАЗВИТИЯ РАДИОНАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ»

8<sup>th</sup> INTERNATIONAL SCIENTIFIC CONFERENCE  
«TRENDS AND HARMONISATION OF RADIONAVIGATION DEVELOPMENT»



4 ноября 2013 года в помещении Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ) состоялась 8-я международная научно-техническая конференция «Тенденции и гармонизация развития радионавигационного обеспечения», проведенная Межгосударственным Советом «Радионавигация», ОАО «НТЦ «Интернавигация», Российским общественным институтом навигации (РОИН) и Московским автомобильно-дорожным государственным техническим университетом.

В работе конференции приняли участие 107 специалистов от 42 организаций государств – участников СНГ: Республики Беларусь, Республики Казахстан, Республики Таджикистан, Кыргызской Республики и Российской Федерации.

С приветственным словом выступили:

- Верещако Владимир Александрович, консультант отдела Департамента экономического сотрудничества Исполкома СНГ;
- Иванов Андрей Михайлович, доктор технических наук, профессор, проректор по научной работе МАДИ (ГТУ);
- Куваев Валерий Ильич, советник директора Департамента радиоэлектронной промышленности Минпромторга России.

В ходе конференции было представлено 23 доклада по актуальным вопросам развития и использования космических и наземных радионавигационных систем:

1. Соловьев Ю.А. (РОИН), Царев В.М.

(ОАО «НТЦ «Интернавигация») «Актуализация Радионавигационного плана Российской Федерации и ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС» на 2012–2020 годы».

2. Поваляев А.А. (РКС, МАИ) «Развитие навигационных сигналов и навигационных сообщений системы ГЛОНАСС»
3. Ярлыков М.С., Ярлыкова С.М. (РОИН, МГТУ МИРЭА) «Корреляционные функции AltWos-сигналов в перспективных спутниковых радионавигационных системах».
4. Ефименко Д.Б., Филатов С.А. (МАДИ (ГТУ) «Использование спутниковой навигации (ГЛОНАСС/GPS) в технологических процессах управления международными перевозками».
5. Харин Е.Г., Копелович В.А., Копылов И.А., Клабуков Е.В., Ильин В.Б., Макарова А.Ю., Требухов А.В., Ларионов С.В., Голиков В.П., Меркушов Д.А. (ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», ИТТ) «Технология летных испытаний и анализ характеристик интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы ЛИНС-100РС на летающей лаборатории МиГ-29УБ».
6. Редкозубов В.Н. (ОАО «НТЦ «Интернавигация») «Тенденции развития и совершенствования ИФРНС в России и за рубежом»
7. Завалишин О.И., Есяян Р.Т., Бабуров В.И. (ООО «НППФ Спектр», ГосНИИ ГА, ВНИИРА) «Результаты внедрения ЛККС-А-2000 для обеспечения посадки на Антарктиде».



8. Харисов В. Н., Оганесян А. А. (ОАО «ВНИИР-Прогресс») «Уязвимость аппаратуры потребителей к воздействию имитационных помех на открытые сигналы глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS».
9. Ханько Д. Н. (ОАО «СКБ Камертон», Республика Беларусь) «Государственное регулирование навигационной деятельности в Республике Беларусь».
10. Чернодаров А. В., Переляев С. Е., Патрикеев А. П. (ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт») «Комплексирование инерциальных и спутниковых навигационных систем в городских условиях применения».
11. Ахмедов Д. Ш., Сатеров Н. М., Шабельников Е. А., Аверьянов А. А. (ДТОО «Институт космической техники и технологий», Республика Казахстан) «Базовая станция дифференциальной коррекции для системы высокоточной спутниковой навигации Республики Казахстан».
12. Ахмедов Д. Ш., Ерёмин Д. И., Понятов Ю. А. (ДТОО «Институт космической техники и технологий», Республика Казахстан) Специальное программное обеспечение (NavSCADA).
13. Ахмедов Д. Ш., Ерёмин Д. И., Торчик В. В. (ДТОО «Институт космической техники и технологий», Республика Казахстан) «Унифицированная система передачи данных».
14. Денисенко О. В., Сильвестров И. С., Фролов А. А. (ФГУП ВНИИФТРИ) «Метрологическое обеспечение средств определения координат, скорости и пройденного пути колесных транспортных средств, использующих сигналы ГНСС».
15. Муравьев А. Б. (ЗАО КБ «Навис») «Некоторые вопросы современного этапа развития отечественной спутниковой навигации».
16. Гладких В. М. (НП «Содействие развитию и использованию навигационных технологий») «О состоянии разработки стандартов (национальных, межгосударственных, международных) по системе экстренного реагирования при авариях «ЭРА-ГЛОНАСС».
17. Зайцев В. М., Селезнев И. М. (ОАО МКБ «Компас») «Система на кристалле и поддержка спутникового навигационного приемника».
18. Ахмедов Д. Ш., Шабельников Е. А., Донец С. К. (ДТОО «Институт космической техники и технологий», Казахстан) «Бортовой комплекс системы экстренного вызова при авариях и катастрофах».
19. Немченко М. В. (ОАО МКБ «Компас») «Опыт разработки приемников для радионавигационных систем с наземным базированием».
20. Пулинец С. А. (ОАО «Российские космические системы», АН РФ) «Влияние ионосферных неоднородностей, возникающих перед землетрясениями, на параметры сигналов ГНСС».
21. Пичугин С. М. (ОАО МКБ «Компас») «Автоматическая система контроля работоспособности радионавигационных систем».
22. Быстраков С. Г., Соловьев Ю. А., Устюжанин Д. А. (НИЦ АТ и В 4 ЦНИИ МО РФ) «Методические вопросы оценки точности спутниково-инерциальной системы при посадке по данным локальной дифференциальной подсистемы СРНС в условиях помех».
23. Никулин А. А., Голован А. А., Козлов А. В. (ОАО «МКБ «Компас») «Определение ориентации объекта при помощи системы разнесенных спутниковых антенн и грубой БИНС».

#### КОНФЕРЕНЦИЯ ОТМЕЧАЕТ:

Представленные на конференции доклады продемонстрировали развитие радионавигационного обеспечения государств-участников СНГ в первую очередь за счет ввода в строй и использования спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС, использования GPS, поддержания и дальнейшего развития наземных импульсно-фазовых радионавигационных систем (ИФРНС) «Чайка» государств – участников СНГ. В то же время остаются ограничения, обусловленные, качеством работы СРНС вследствие блокирования сигналов спутников в условиях городской застройки, сложного рельефа, горной и лесистой местности, понижения их точности из-за многолучевости, недостаточной помехоустойчивости, недостаточных возможностей потребительской аппаратуры и автономных систем, уровнем освоения спутниковых технологий, а также характеристиками наземных ИФРНС. Исключительно важными для государств-участников СНГ являются проведенные к настоящему времени работы по созданию российской широкозонной системы дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), включая создание и ввод в действие первых геостационарных спутников, определение облика средств передачи корректирующей информации, размещения контрольных станций, структуры передаваемых сообщений и др. Заинтересованность в проведении этих работ имеется со стороны авиационных потребителей, автомобильного и железнодорожного транспорта и др. Важным фактором является издание в сентябре 2012 году соответствующего Интерфейсного контрольного документа, определяющего взаимодействие СДКМ с пользователями. В то же время имеются тенденции ослабления усилий разработчиков в части практического внедрения системы. В частности работы по использованию СДКМ для обеспечения посадки (вплоть до I категории) воздушных судов на аэродромы Минтрансом России и Росавиацией практически не ведутся.

Продолжают создаваться и использоваться локальные функциональные дополнения (дифференциальные

подсистемы, ДПС) СРНС, которые служат важными средствами дальнейшего повышения точности и надежности информации СРНС на акваториях морей по периметру России и ее внутренним водным путям, на континенте (государства – участники СНГ) в интересах геодезии и землеустройства, в более чем 50 аэропортах для захода на посадку по I-й категории метеоминимума воздушных судов (ВС) и др.

Ведутся летные исследования более совершенных авиационных локальных контрольно-корректирующих станций «000 «НППФ Спектр». Приобретается опыт разработки соответствующих схем полетов воздушных судов с применением процедур PBN ИКАО в условиях развития радионавигационного обеспечения и совершенствования бортового оборудования.

В то же время осуществление работ по использованию спутниковых технологий наталкивается на ряд трудностей; внедрение спутниковых технологий в аэронавигацию и организацию воздушного движения пока оказывается недостаточно эффективным, что связано с недостаточностью нормативной правовой базы по использованию глобальных навигационных спутниковых систем в воздушном пространстве, малым количеством аэродромов, допущенных к спутниковым заходам на посадку, и крайне малым количеством бортов для реализации спутниковых заходов, отсутствием межгосударственных и национальных требований к составу аэронавигационной информации (АНИ) и качеству аэронавигационных данных. Рядом трудностей характеризуется и внедрение спутниковых технологий при обеспечении движения наземных потребителей, обусловленных, в частности, несоблюдением установленных требований к навигационной аппаратуре пользователей при ее приобретении у производителей. При этом особое значение приобретает ее метрологическое обеспечение.

Проводятся работы по модернизации и созданию усовершенствованных ИФРНС «Чайка» и объединенных ИФРНС «Чайка/Лоран-С», а также по передаче через навигационный канал ИФРНС дифференциальных поправок для СРНС. Выражено мнение, поддерживаемое в ряде стран, что ИФРНС целесообразно использовать в качестве дополняющих СРНС систем навигации и синхронизации.

Важной проблемой продолжает оставаться обеспечение функциональной устойчивости, живучести навигационного обеспечения, предусматривающей, в частности, борьбу с уязвимостью СРНС при воздействии помех и других внешних факторов. Актуальными направлениями в борьбе с уязвимостью СРНС являются: создание специальных средств обнаружения и подавления помех, совершенствование и разработка инерциальных средств нового поколения, комплексирование приемной аппаратуры СРНС с автономными средствами (инерциальные системы на кольцевых лазерных и волоконно-оптических и микромеханических гироскопах, аэрометрические, корреляционно-экстремальные и другие системы).

Все более актуальным становится развитие нормативно-правового и нормативно-технического регулирования в сфере координатно-временного и навигационного обеспечения в государствах – участниках СНГ.

Многие из поднятых вопросов нашли отражение в Основных направлениях (плане) развития радионавигации государств – участников СНГ на 2013–2017 годы, в мероприятиях ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы и проекте Межгосударственной радионавигационной программы государств-участников СНГ на период до 2016 года, а также должны найти свое место в работах по актуализации Радионавигационного плана Российской Федерации.

#### КОНФЕРЕНЦИЯ РЕКОМЕНДУЕТ:

1. Считать определенное ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» обеспечение работы системы в штатном составе не менее 24 КА, а затем развитие орбитальной группировки до 30 и более КА с переходом на КА «Глонасс-К» важнейшей задачей развития радионавигационного обеспечения. Одновременно, считать наземные ИФРНС «Чайка» государств – участников СНГ необходимыми для обеспечения живучести и надежности радионавигационного обеспечения подвижных объектов в СНГ и в условиях полной орбитальной группировки ГЛОНАСС.
2. Поддержать и активизировать усилия, связанные с увеличением орбитальной группировки ГЛОНАСС, использованием новых сигнально-кодовых конструкций в системе ГЛОНАСС, и проводимые с целью расширения круга задач и улучшения основных характеристик системы.
3. Активизировать работы по модернизации существующих и созданию новых ИФРНС «Чайка» государств – участников СНГ и объединенных международных систем «Чайка/Лоран-С», пунктов управления и контроля и летающих лабораторий ИФРНС.
4. Одобрить выполненные работы по реализации Межгосударственной радионавигационной программы государств-участников СНГ на период до 2012 года и рекомендовать использовать приобретенный научно-технический задел в Межгосударственной радионавигационной программе государств-участников СНГ на период до 2016 года.
5. Интенсифицировать работы по созданию российской широкозонной СДКМ, с проведением мероприятий по согласованию облика и характеристик системы (точность, доступность, целостность и непрерывность) с организациями, представляющими авиационных потребителей, автомобильный, железнодорожный транспорт и др. Развернуть работы в Росавиации, а в дальнейшем и в государствах – участниках СНГ по обеспечению использования этой системы для посадки

- на необорудованные аэродромы в условиях вплоть до I-й категории ИКАО.
6. Рекомендовать отработку и реализацию процедур независимого контроля характеристик СРНС ГЛОНАСС и других систем, в том числе внедрение комплексной автоматизированной системы сбора и доведения до пользователей информации о мониторинге сигналов ГНСС.
  7. Продолжить размещение и использование авиационных локальных ДПС посадки и мониторинга типа ЛККС-А-2000 и ЛКС-А-2008 на аэродромах России и других государств – участников СНГ, а также размещение соответствующего бортового оборудования на воздушных судах. Продолжить мероприятия по внедрению спутниковых технологий при полетах ВС, в том числе в аэродромной зоне и при заходе на посадку, а также работы по исследованию возможностей ЛККС для обеспечения посадки ВС в условиях II–IIIА категорий ИКАО.
  8. Продолжить и работы по созданию и совершенствованию спутниковой многочастотной, многорежимной навигационной аппаратуры потребителей, средств мониторинга электромагнитной обстановки, выявления и борьбы с помехами СРНС, по комплексированию потребительской аппаратуры СРНС с автономными системами счисления (инерциальные системы и др.) различных транспортных средств в интересах обеспечения повышения точности, непрерывности, доступности и целостности навигации.
  9. Усилить работы по созданию инерциальных датчиков с приемлемыми характеристиками (лазерных, твердотельных, микромеханических и других гироскопов, акселерометров) и соответствующих инерциальных систем всех классов точности, обеспечивающих интеграцию автономной и радиотехнической аппаратуры.
  10. Продолжить и активизировать работы по геодезическому, картографическому и гидрографическому обеспечению маршрутов движения транспортных средств, в том числе заходов на посадку воздушных судов, движения автотранспорта, проводок морских и речных судов в портах, узкостях, на внутренних водных путях и т. д.
  11. Продолжить работу по совершенствованию схем полётов воздушных судов в районе аэродромов государств – участников СНГ с обеспечением контроля их качества в соответствии с требованиями ИКАО.
  12. Рекомендовать развитие и укрепление государственных информационных органов, ответственных за обеспечение потребителей навигационной информацией о состоянии орбитальной группировки системы ГЛОНАСС и других систем. Продолжить ведущиеся в этом направлении работы по созданию Межгосударственной научно-информационной системы «Радионавигация» и взаимодействию национальных научно-информационных центров государств – участников СНГ.
  13. Продолжить работу в области государственного регулирования в области координатно-временного и навигационного обеспечения государств-участников СНГ.
  14. Продолжить практику привлечения представителей общественных организаций (РОИН, Ассоциация «ГЛОНАСС-Форум», Совет главных конструкторов предприятий разработчиков и производителей навигационной аппаратуры и др.) к мероприятиям по разработке и рассмотрению концептуальных документов, касающихся радионавигационного обеспечения широкого круга потребителей государств – участников СНГ.
  15. Продолжить работы по уточнению требований к координатно-временному и навигационному обеспечению потребителей. Их результаты, также как и основные положения ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы», использовать при актуализации Радионавигационного плана Российской Федерации, а в дальнейшем и в Основных направлениях (плана) развития радионавигации государств – участников СНГ на 2013–2017 годы.
  16. Опубликовать доклады и информацию о конференции на страницах журнала «Новости навигации», на сайтах ОАО «НТЦ «Интернавигация».
  17. Решение разослать заинтересованным органам государственного управления государств-участников СНГ.



## 41-е ЗАСЕДАНИЕ МЕЖГОСУДАРСТВЕННОГО СОВЕТА «РАДИОНАВИГАЦИЯ»

### 41st SESSION OF THE RADIONAVIGATION INTERSTATE COUNCIL OF THE CIS



15 ноября 2013 года в г. Москва состоялось 41-ое заседание Межгосударственного совета «Радионавигация».

Межгосударственный совет «Радионавигация» (далее – Совет) проходил в Министерстве промышленности и торговли Российской Федерации. В заседании Совета приняли участие полномочные представители и эксперты от Республики Беларусь, Республики Казахстан, Кыргызской Республики, Российской Федерации, Республики Таджикистан, Исполнительного комитета СНГ и приглашенные лица.

Заседание открыл член Совета от Российской Федерации, заместитель директора Департамента радиоэлектронной промышленности Минпромторга России Брянда О. Е.

Председательствовал на заседании заместитель Председателя Совета, генеральный директор ОАО «НТЦ «Интернавигация» Царев В. М.

С приветствием к участникам заседания обратился консультант департамента экономического сотрудничества Исполнительного комитета СНГ Верещако В. А.

В соответствии с утвержденной повесткой дня на заседании рассмотрены и приняты решения по следующим вопросам:

#### **1. О выполнении решений 40-го заседания Межгосударственного совета «Радионавигация»**

*(Царев В. М., Шишкин А. Н.)*

1.1. Отметить, что Совет осуществлял активную работу по дальнейшему совершенствованию взаимодействия между членами Совета и его рабочим органом – ОАО «НТЦ «Интернавигация», улучшению организационного процесса государств – участников СНГ по созданию нормативно-технической и правовой базы в области разработки,

изготовления, эксплуатации навигационных систем и оборудования.

1.2. В результате выполнения мероприятий Межгосударственной радионавигационной программы государств – участников СНГ на период до 2012 года создан научно-технический задел для разработки Межгосударственной радионавигационной программы государств – участников СНГ на период до 2016 года (далее – Программа). Проект Программы рассмотрен на заседании Комиссии по экономическим вопросам при Экономическом совете СНГ 16 октября 2013 года. Принято решение внести указанный проект на рассмотрение очередного заседания Экономического совета СНГ, намеченного на 13 декабря 2013 года.

#### **2. О результатах рассмотрения Экономическим советом СНГ Отчета о реализации Межгосударственной радионавигационной программы государств – участников СНГ на период до 2012 года**

*(Царев В. М., Верещако В. А.)*

Принять к сведению информацию о результатах рассмотрения Экономическим советом СНГ Отчета о реализации Межгосударственной радионавигационной программы государств – участников СНГ на период до 2012 года.

Отчет о выполнении Программы, одобренный на 40-м заседании Межгосударственного совета «Радионавигация», был представлен в Исполнительный комитет СНГ, рассмотрен Комиссией по экономическим вопросам при Экономическом совете СНГ 6 марта 2013 года, одобрен Экономическим советом СНГ 18 июня 2013 года и рекомендован к рассмотрению



на заседании Совета глав правительств СНГ, намеченного на 20 ноября 2013 года.

### **3. О работах в области радионавигации в государствах – участниках СНГ**

*(Кутько А. В., Дюсенов С. Т., Буралхиева Р. С., Ахмедов Д. Ш., Илпаев К. Б., Смирнов В. В., Саломов А. М., Верещако В. А.)*

Сообщения принять к сведению для использования в работе. Рекомендовать членам Совета информацию о работах в области радионавигации в государствах – участниках СНГ, оперативно размещать на сайте [internavigation.ru](http://internavigation.ru).

### **4. О результатах рассмотрения Комиссией по экономическим вопросам при Экономическом совете СНГ проекта Межгосударственной радионавигационной программы государств – участников СНГ на период до 2016 года**

*(Верещако В. А., Царев В. М.)*

Принять к сведению информацию о результатах рассмотрения Комиссией по экономическим вопросам при Экономическом совете СНГ проекта Межгосударственной радионавигационной программы государств – участников СНГ на период до 2016 года.

Отметить, что проект указанной Программы был рассмотрен Комиссией по экономическим вопросам при Экономическом совете СНГ 16 октября 2013 года. Принято решение внести указанный проект на рассмотрение очередного заседания Экономического совета СНГ, намеченного на 13 декабря 2013 года.

### **5. О координации Межгосударственным советом «Радионавигация» работы Межгосударственной научно-информационной системы «Радионавигация» (Решение Экономического совета СНГ от 15 марта 2013 года)**

*(Царев В. М.)*

Решением Экономического совета СНГ от 15 марта 2013 года было утверждено Положение о Межгосударственной научно-информационной системе «Радионавигация» (далее – МНИС «Радионавигация»). Координация работ указанной системы возложена на Межгосударственный совет «Радионавигация».

5.1. В целях обеспечения указанной работы образовать комиссию Межгосударственного совета «Радионавигация» по координации работы МНИС «Радионавигация» в составе:

председатель комиссии – Брянда О. Е. (Российская Федерация);

члены комиссии:

- Лесковец И. В. (Республика Беларусь),
- Рейтаров О. В. (Республика Казахстан),
- Редкозубов В. Н. (Российская Федерация).

Комиссии в срок до 1 февраля 2014 года разработать и утвердить Положение о Комиссии и проект плана работы Комиссии на 2014 год.

5.2. Указанные документы представить на рассмотрение 42-го заседания Межгосударственного совета «Радионавигация».

### **6. Об организации взаимодействия Национальных научно-информационных центров (Решение Экономического совета СНГ от 15 марта 2013 года)**

*(Редкозубов В. Н., Дюсенов С. Т., Кутько А. В.)*

Решением Экономического совета СНГ от 15 марта 2013 года было одобрено Типовое положение о Национальном научно-информационном центре. Организация взаимодействия национальных научно-информационных центров возложена на научно-информационный центр, созданный на базе ОАО «НТЦ «Интернавигация».

6.1. ОАО «НТЦ «Интернавигация» совместно с национальными научно-информационными центрами Республики Беларусь и Республики Казахстан в срок до 1 февраля 2014 года разработать и представить Положение о взаимодействии национальных научно-информационных центров в составе Межгосударственной научно-информационной системы «Радионавигация» председателю комиссии Межгосударственного совета «Радионавигация» по координации работы МНИС «Радионавигация» для утверждения.

6.2. Межгосударственному совету «Радионавигация» в срок до 15 декабря 2013 года обратиться к правительствам Республики Армения, Кыргызской Республики, Республики Таджикистан и Украины с просьбой рассмотреть вопрос о создании научно-информационных центров в их государствах в соответствии с Типовым положением о Национальном научно-информационном центре, одобренном Решением Экономического совета СНГ от 15 марта 2013 года.

### **7. О подготовке Информации о ходе реализации в 2013–2014 годах Основных направлений (плана) развития радионавигации государств – участников СНГ на 2013–2017 годы и необходимости внесения в них изменений и дополнений**

*(Редкозубов В. Н., Верещако В. А., Царев В. М.)*

Совету организовать постоянный анализ хода реализации Основных направлений и ежегодно представлять материалы анализа в Исполнительный комитет СНГ для информирования Экономического совета СНГ.

Для подготовки информации о ходе реализации Основных направлений Совету обратиться к правительствам государств – участников СНГ с просьбой о предоставлении необходимых материалов за отчетный период.

Совету рассмотреть результаты анализа хода реализации Основных направлений на 42-м заседании Совета и по итогам рассмотрения внести в Исполнительный комитет СНГ.

### **8. Об Отчете о деятельности Межгосударственного совета «Радионавигация» в 2010–2013 годах**

*(Царев В. М., Верещако В. А.)*

В основном одобрить Отчет о деятельности Межгосударственного совета «Радионавигация» в 2010–2013 годах и после доработки с учетом полученных замечаний и предложений в срок до 21 ноября 2013 года внести в Исполнительный комитет СНГ для рассмотрения в установленном порядке.

**9. О Плане мероприятий Межгосударственного совета «Радионавигация» на 2014 год**

*(Шишкин А. Н., Верещако В. А., Брянда О. Е., Царев В. М., Кутько А. В., Дюсенов С. Т.)*

Утвердить План мероприятий Межгосударственного совета «Радионавигация» на 2014 год.

**10. Об использовании сигнала российской системы ГЛОНАСС в народном хозяйстве государств – участников СНГ. Развитие СДКМ и возможные направления интеграции в интересах повышения эффективности КВНО государств – участников СНГ**

*(Климов В. Н., Иванов С. Д.)*

Сообщения принять к сведению для использования в работе.

**11. Обзор действующих и перспективных глобальных навигационных спутниковых систем в мире, в том числе ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, COMPASS, а также региональных японской QZSS и индийской IRNSS систем, их состояние готовности и основные характеристики**

*(Соловьев Ю. А.)*

Сообщение принять к сведению для использования в работе.

**12. О выполнении поручения Правительства Российской Федерации по разработке плана ускоренного создания и внедрения конкурентной отечественной электронной базы для навигационной аппаратуры**

*(Корнеев И. Л.)*

Сообщение принять к сведению для использования в работе.

**13. Анализ ключевых тенденций и направлений развития мирового рынка высокоточной навигации и навигационной аппаратуры потребителей ГНСС в интересах различных потребителей**

*(Ковынев С. Н.)*

Сообщение принять к сведению для использования в работе.

**14. О результатах 8-й научно-технической конференции «Тенденции и гармонизация радионавигационного обеспечения»**

*(Соловьев Ю. А.)*

Принять к сведению информацию о состоявшейся 14 ноября 2013 года в г. Москве 8-й научно-технической конференции «Тенденции и гармонизация радионавигационного обеспечения», проведенной Межгосударственным советом «Радионавигация», ОАО «НТЦ «Интернавигация», Российским общественным институтом навигации и Московским автомобильно-дорожным государственным техническим университетом (МАДИ). Отметить, что в конференции приняли участие 107 специалистов от 42 организаций государств – участников СНГ. Заслушано 23 доклада по актуальным вопросам развития и использования космических и наземных радионавигационных систем. По результатам работы конференции принято решение.

Рекомендовать членам Совета использовать в практической работе материалы конференции.

**15. Об итогах 22-й сессии Совета Дальневосточной радионавигационной службы (ФЕРНС)**

*(Редкозубов В. Н.)*

Информацию принять к сведению.

**16. О проведении очередного заседания Межгосударственного совета «Радионавигация»**

*(Царев В. М., Илинаев К. Б.)*

Принять предложение кыргызской стороны о проведении 42-го заседания Межгосударственного совета «Радионавигация» в мае 2014 года в г. Бишкек (Кыргызская Республика).



УДК 621.396.98

# НОВЫЕ ОТКРЫТЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ РАДИОСИГНАЛЫ С КОДОВЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ И СТРУКТУРА НАВИГАЦИОННЫХ СООБЩЕНИЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС<sup>1</sup>

*Г. Г. Ступак<sup>2</sup>, А. А. Поваляев<sup>3</sup>*

*Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС находится в непрерывном процессе развития, главной движущей силой которого является требование постоянного соответствия характеристик системы все возрастающим потребностям широкого круга пользователей. В настоящее время, в частности, в ГЛОНАСС вводятся новые навигационные сигналы с кодовым разделением. Претерпевают глубокие изменения содержание и принципы построения навигационных сообщений. В статье рассматриваются основные подходы (ограничения, требования) при разработке новых навигационных сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением, рассматриваются способы преодоления трудностей, вызываемых необходимостью размещения на одной несущей частоте более двух навигационных сигналов, приводятся окончательные решения по структуре новых сигналов ГЛОНАСС. Обосновывается построение навигационных сообщений в сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением в виде гибкой последовательности строк.*

**Ключевые слова:** *глобальная, ГЛОНАСС, кодовое, навигационная, разделение, сигналы, система, сообщение, спутниковая.*

## NEW OPEN RADIONAVIGATION CDM SIGNALS AND GLONASS NAVIGATION MESSAGE STRUCTURE

*G. G. Stupak, A. A. Povalyaev*

*GLONASS is in constant development, with the aim to meet the challenge of growing user community requirements all over the world as the major driver. In particular, at present novel navigation CDM signals are being implemented in GLONASS. The message contents and configuration principles change greatly in this situation. The paper considers the basic approaches (limits, requirements) to the development of the new GLONASS CDM signals, to solving the problems of accommodation of more than two navigation signals on a single carrier, final solutions are given for the new GLONASS signal structure. Configuration of navigation messages in the GLONASS CDM signal is substantiated as a flexible lines series.*

**Key Words:** *global, GLONASS, code, navigation, division, signals, system, message, satellite*

### НОВЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ РАДИОСИГНАЛЫ ГЛОНАСС С КОДОВЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ

Как известно, в настоящее время полностью развернуты и успешно функционируют две глобальных навигационных спутниковых системы (ГНСС) – американская GPS и российская ГЛОНАСС. Находятся в стадии развертывания еще две системы – европейская Galileo и китайская Compass (BeiDou).

Все перечисленные ГНСС, за исключением ГЛОНАСС, используют кодовое разделение спутниковых радионавигационных сигналов. При этом каждый спутник системы в каждом из частотных

диапазонов использует уникальный дальномерный код, и все спутники конкретной системы излучают радионавигационные сигналы на одной несущей частоте. В системе ГЛОНАСС используется частотное разделение спутниковых радионавигационных сигналов, при котором все спутники системы используют один и тот же дальномерный код, но при этом спутники в каждом из частотных диапазонов излучают сигналы на разных несущих частотах. В принципе такой способ разделения нельзя считать чисто частотным,

<sup>1</sup> Материалы статьи доложены на 8-й международной научно-технической конференции «Тенденции и гармонизация развития радионавигационного обеспечения», 14.11.2013г.

<sup>2</sup> Ступак Григорий Григорьевич - заместитель генерального директора, первый заместитель генерального конструктора ОАО «Российские космические системы», доктор технических наук, профессор. Россия, Москва.

<sup>3</sup> Поваляев Александр Александрович - заместитель начальника отделения ОАО "Российские космические системы", профессор Московского авиационного института (Национального исследовательского университета). Доктор технических наук, профессор. Россия, Москва. +7 495-673-99-62; E-mail: povalyaev\_aa@rniikp.ru



поскольку, строго говоря, спектры сигналов разных спутников ГЛОНАСС существенно перекрываются. Кроме того, структуры цифровых корреляторов пеллет слежения за фазами несущих колебаний и фазами дальномерных кодов в навигационных приемниках GPS и ГЛОНАСС принципиально ничем не отличаются. Различие заключается только в том, что в GPS при смене навигационного спутника, отслеживаемого приемником, меняется код, генерируемый опорным генератором петли слежения за фазой дальномерного кода, а в ГЛОНАСС при этом изменяется частота сигнала, генерируемого опорным генератором петли слежения за фазой несущего колебания. С этой точки зрения метод разделения спутниковых сигналов в ГЛОНАСС также следует признать кодовым.

На этапе проектирования и начальных стадий развертывания систем GPS и ГЛОНАСС в конце 80-х, начале 90-х годов прошлого века, когда ошибки местоопределения систем GPS и ГЛОНАСС декларировались на уровне ~ 100 м по горизонтальным координатам и ~150 м по высоте [1], и предполагалось, что количество спутников в орбитальных группировках не превысит 24-х, кодовый и частотный методы разделения спутниковых сигналов представлялись примерно эквивалентными. Однако в процессе дальнейшего развития систем GPS и ГЛОНАСС, повышения их точности до единиц и даже долей метра, увеличения количества спутников в орбитальной группировке до 30 с целью поддержания геометрического фактора при выходе части спутников из строя не ниже заданного уровня, появления псевдофазовых измерений, позволяющих обеспечивать местоопределения с ошибками на уровне сантиметра и даже миллиметра, начало все более проявляться преимущество кодового метода разделения спутниковых сигналов.

Кодовый метод разделения позволяет более эффективно использовать выделенную полосу частот, так как спектр сигнала каждого спутника при кодовом разделении занимает всю выделенную полосу, в то время как при частотном разделении спектр сигнала каждого спутника занимает только часть этой полосы. При кодовом разделении в выделенной полосе можно разместить значительно большее число спутниковых сигналов при том же уровне их взаимных помех. Это свойство является особенно важным в связи с тем, что в будущем с целью улучшения точности местоопределений в полярных областях и на территории Российской Федерации в орбитальную группировку могут быть введены дополнительные навигационные спутники с полярными, высокоэллиптическими и геосинхронными орбитами. Это потребует размещения в полосах частот, выделенных ГЛОНАСС, сигналов спутников, количество которых может значительно превысить цифру 30. Используемый же в ГЛОНАСС метод частотного разделения позволяет разместить в полосах частот, выделенных ГЛОНАСС в настоящее время, не более 30 спутниковых сигналов.

Заметные преимущества кодового метода разделения спутниковых сигналов по сравнению с частотным

проявляются при обработке высокоточных псевдофазовых измерений. При проектировании систем GPS и ГЛОНАСС предполагалось, что навигационные приемники будут осуществлять измерения только псевдодальностей и псевдодоплеровских смещений частот несущих колебаний спутниковых сигналов. По измерениям псевдодальностей предполагалось определять местоположение и время, а по измерениям псевдодоплеровских смещений – составляющие вектора скорости и скорость смещения шкалы времени навигационного приемника относительно шкалы системы. Именно эти измерения и местоопределения по этим измерениям осуществлялись на стадиях развертывания и начальной эксплуатации систем GPS и ГЛОНАСС. Однако в начале 80-х годов прошлого века в США [2] было осознано, что помимо измерений псевдодальностей и псевдодоплеровских смещений возможно осуществление так называемых высокоточных псевдофазовых измерений, представляющих собою разность между полной фазой несущего колебания, сформированного в навигационном приемнике, и полной фазой принимаемого им несущего колебания. Особенностью псевдофазовых измерений является их неоднозначность, сильно осложняющая их обработку. Однако эту неоднозначность можно преодолеть, и тогда точность местоопределений на основе обработки псевдофазовых измерений становится настолько высокой, что начинает проявляться влияние задержек внутри аппаратуры навигационного приемника. В связи с тем, что сигналы с кодовым разделением излучаются всеми спутниками на одной и той же несущей частоте, их задержки в аппаратуре навигационного приемника являются одинаковыми. Это значительно упрощает обработку псевдофазовых измерений и снижает влияние аппаратурных задержек на точность местоопределений с их использованием. Сигналы с частотным разделением излучаются спутниками на разных несущих частотах и поэтому их задержки в аппаратуре навигационного приемника различаются. Это усложняет обработку псевдофазовых измерений в ГЛОНАСС и, хотя точность местоопределений при использовании псевдофазовых измерений в ГЛОНАСС резко повышается и характеризуется ошибками порядка сантиметра, она все же хуже, чем в GPS.

В этой связи, проводимая в настоящее время модернизация системы ГЛОНАСС направлена прежде всего на введение в состав излучаемых ее спутниками сигналов с кодовым разделением, а так же придание структуре навигационного сообщения в сигналах с кодовым разделением большей гибкости, позволяющей в будущем изменять либо расширять содержимое навигационного сообщения без ущерба для работоспособности ранее выпущенной аппаратуры потребителя.

Рассмотрим вначале структуру новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением. При их разработке основными требованиями были:

- расположение спектров новых сигналов в выделенных для системы ГЛОНАСС диапазонах



частот L1 (1592,9–1610 МГц) с полосой 17,1 МГц, L2 (1237,8–1256,8 МГц) с полосой 19 МГц, L3 (1190,35–1212,23 МГц) с полосой 21,88 МГц;

- возможно более низкая спектральная плотность мощности сигналов в радиоастрономическом диапазоне 1610,6–1613,8 МГц;
- совместимость с другими ГНСС;
- взаимодополняемость с другими ГНСС.
- Помимо исходных требований при разработке новых сигналов с кодовым разделением учитывалась необходимость размещения в диапазонах частот L1, L2 открытых и закрытых сигналов, а также учитывались современные тенденции в развитии навигационных сигналов, предполагающие введение так называемого пилот-сигнала, не модулированного символами навигационного сообщения, в дополнение к ранее использовавшемуся сигналу данных, модулированному этими символами. Введение дополнительного пилот-сигнала позволяет проводить измерения по более слабым сигналам.

Все это приводило к необходимости размещения в диапазонах L1, L2 более двух сигналов. В старых сигналах GPS и ГЛОНАСС, излучавшихся первыми поколениями спутников ГЛОНАСС и GPS, в каждом из двух диапазонов L1, L2 использовались только два бинарных навигационных сигнала данных в виде модулированных навигационными сообщениями дальномерных открытых и закрытых кодов. Эти коды модулировали по фазе на  $\pm 180^\circ$  две квадратуры несущего колебания, в результате чего амплитуда суммарного излучаемого сигнала была постоянной. Постоянство амплитуды является принципиально важной для эффективной работы бортового усилителя мощности радионавигационного сигнала. Коэффициент полезного действия этого усилителя в линейном режиме резко падает по сравнению с режимом насыщения, который требует постоянства амплитуды усиливаемого сигнала.

Однако попытка разместить (уплотнить) на двух квадратурах более двух бинарных сигналов приводит к изменению амплитуды их суммы и, следовательно, резко снижает эффективность работы бортового усилителя мощности. Известны два метода обеспечения постоянства амплитуды суммарного усиливаемого сигнала в этом случае. Первый метод – это временное уплотнение пилот сигнала и сигнала данных, впервые использованное в сигнале L2C GPS. При временном уплотнении чипы (элементарные символы) дальномерных кодов пилот сигнала и сигнала данных перемежаются во времени. Временное уплотнение является удобным для объединения двух родственных

навигационных сигналов, таких как пилот-сигнал и сигнал данных.

Второй метод – это применение многокомпонентной фазовой модуляции (МКФМ) [3, 4]. Основное достоинство МКФМ заключается в том, что каждая компонента МКФМ-сигнала на входе навигационного приемника воспринимается соответствующим этой компоненте коррелятором как единственная присутствующая на его входе. Все остальные компоненты в этом корреляторе подавляются. Однако недостатком МКФМ являются потери в навигационном приемнике  $\sim 15\%$  мощности излучаемого сигнала. По этой причине для уплотнения пилот-сигналов и сигналов данных на каждой из квадратур несущего колебания при проектировании новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением был выбран временной метод, т. е. перемежение чипов дальномерных кодов пилот-сигналов и сигналов данных на каждой из квадратур.

Структура сигналов системы ГЛОНАСС с кодовым разделением в частотных диапазонах L1, L2, L3 показана на рис. 1.

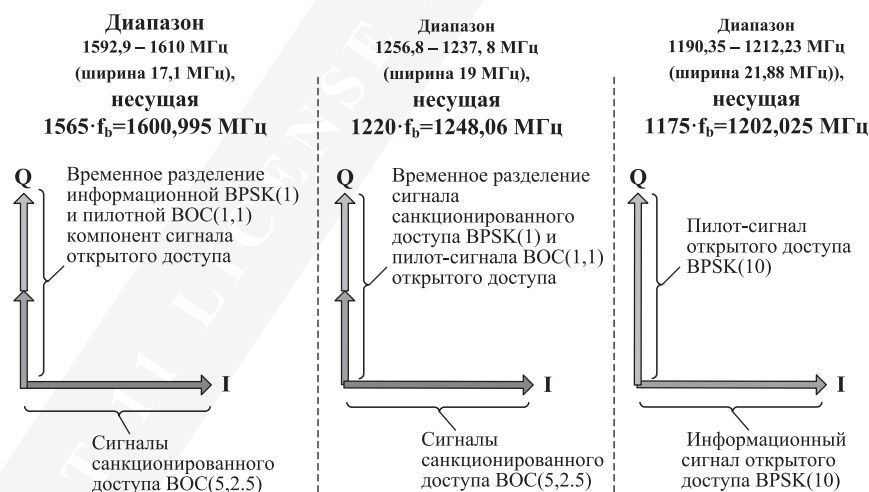


Рис. 1. Структура сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазонах L1, L2, L3

Характеристики открытых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением, разработанные в соответствии с вышеизложенными требованиями, представлены в таблице.

Разработка сигнала в диапазоне L1 велась при ограничении диапазона частот полосой 17,1 МГц. Помимо этого, существенными факторами, определившими выбор сигнала в диапазоне L1, являлись выбор несущей частоты  $5,115 \times 313 = 1600,995$  МГц, кратной 5,115 МГц, для совместимости со всеми существующими и развертываемыми в настоящее время зарубежными ГНСС, а также необходимость обеспечения возможно низкой плотности потока мощности внеполосного излучения ГЛОНАСС в полосе радиоастрономии (1610,6–1613,8 МГц), которая вплотную примыкает справа к диапазону L1 ГЛОНАСС. Все это привело к тому, что для диапазона L1 выбраны закрытые сигналы с шириной спектра 15,345 МГц, что примерно

ПАРАМЕТРЫ НОВЫХ ОТКРЫТЫХ СИГНАЛОВ ГЛОНАСС С КОДОВЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ

| Диапазон | Несущая                         | Метод уплотнения        | Квадратура | Сигнал, вид спектра*    | Скорость передачи информации, длительности символов ЦИ и СК                          | Длина и период ДК, тактовая частота ДК  |  |
|----------|---------------------------------|-------------------------|------------|-------------------------|--|---|--|
| L1       | $f_{L1} = 1600,995 \text{ МГц}$ | Квадратурное уплотнение | I          | Закр. сигнал ВОС(5,2.5) | —  | —   |  |
|          |                                 |                         | Q          | Врем. упл.              | L1OCd BPSK(1)  | $R = 125 \text{ бит/с}, T_{\text{ЦИ}} = 8 \text{ мс}, T_{\text{СК}} = 4 \text{ мс}$ | $N_1 = 1023, T_1 = 2 \text{ мс}, f_T = 0,5115 \text{ МГц}$   |
|          |                                 |                         |            |                         | L1OCp ВОС(1,1)   | —   | $N_1 = 4092, T_1 = 8 \text{ мс}, f_T = 0,5115 \text{ МГц}$   |
| L2       | $f_{L2} = 1248,06 \text{ МГц}$  | Квадратурное уплотнение | I          | Закр. сигнал ВОС(5,2.5) | —  | —   |  |
|          |                                 |                         | Q          | Врем. упл.              | Закр. сигнал BPSK(1)   | —   | —  |
|          |                                 |                         |            |                         | L2OCp ВОС(1,1)   | —   | $N_1 = 10230, T_1 = 20 \text{ мс}, f_T = 0,5115 \text{ МГц}$ |
| L3       | $f_{L3} = 1202,025 \text{ МГц}$ | Квадратурное уплотнение | I          | L3OCd BPSK(10)          | $R = 100 \text{ бит/с}, T_{\text{ЦИ}} = 10 \text{ мс}, T_{\text{СК}} = 5 \text{ мс}$ | $N_1 = 10230, T_1 = 1 \text{ мс}, f_T = 10,23 \text{ МГц}$                          |  |
|          |                                 |                         | Q          | L3OCp BPSK(10)          | —  | $N_1 = 10230, T_1 = 1 \text{ мс}, f_T = 10,23 \text{ МГц}$                          |  |

\* В обозначениях ВОС(m,n) или BPSK(n), параметры m и n приведены относительно базовой частоты  $f_b = 1,023 \text{ МГц}$ .

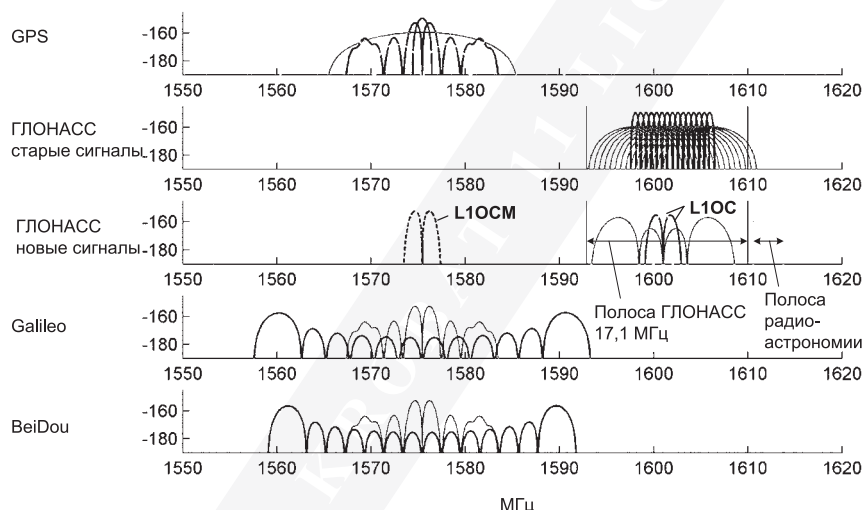


Рис.2. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L1

в 1,3 раза меньше чем полосы частот аналогичных закрытых сигналов в зарубежных системах. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L1 показаны на рис. 2.

В диапазоне L2 разработка сигнала велась при ограничении диапазона частот полосой 19 МГц. Увеличение полосы в диапазоне L2 по сравнению с L1 на 2 МГц не позволяет существенно улучшить шумовые характеристики сигнала в диапазоне L2. Поэтому было принято решение использовать в обоих

диапазонах одинаковые закрытые сигналы с шириной спектра 15,345 МГц, что примерно в 1,3 раза меньше чем полосы частот аналогичных закрытых сигналов в зарубежных системах. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L2 показаны на рис.3.

Как видно из таблицы 1, а также из рис. 2 и рис. 3, новые открытые сигналы ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазонах L1 и L2 являются существенно более узкополосными по сравнению с новыми сигналами ГЛОНАСС специального применения и занимают полосы частот такие же, как открытые сигналы в зарубежных системах. Как следствие, новые открытые сигналы системы ГЛОНАСС в диапазонах L1 и L2 обладают такими же шумовыми характеристиками, как их зарубежные аналоги.

В связи с тем, что ширина полосы, выделенной для ГЛОНАСС в диапазоне L3, составляла 21,88 МГц ограничением для разработки сигнала в этом диапазоне был выбор несущей частоты  $235 \times 5,115 = 1202,025 \text{ МГц}$ , кратной 5,115 МГц, для совместимости со всеми существующими и развертываемыми в настоящее

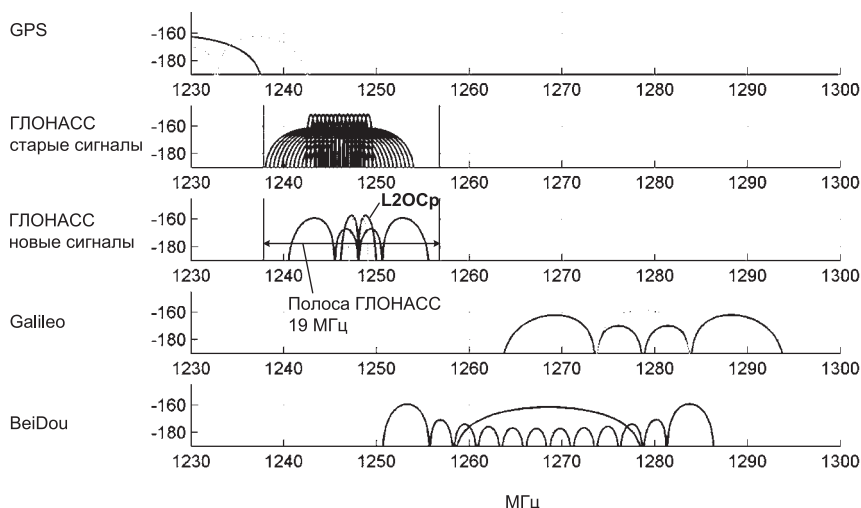


Рис.3. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L2

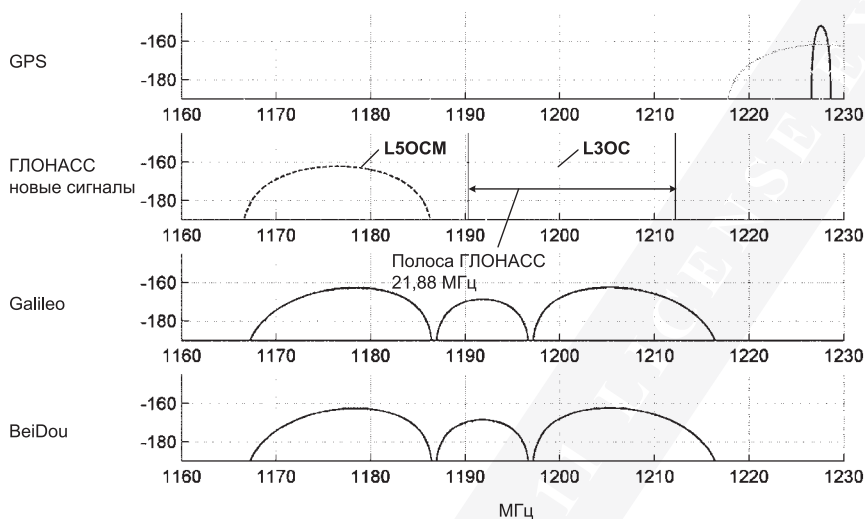


Рис. 4. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L3

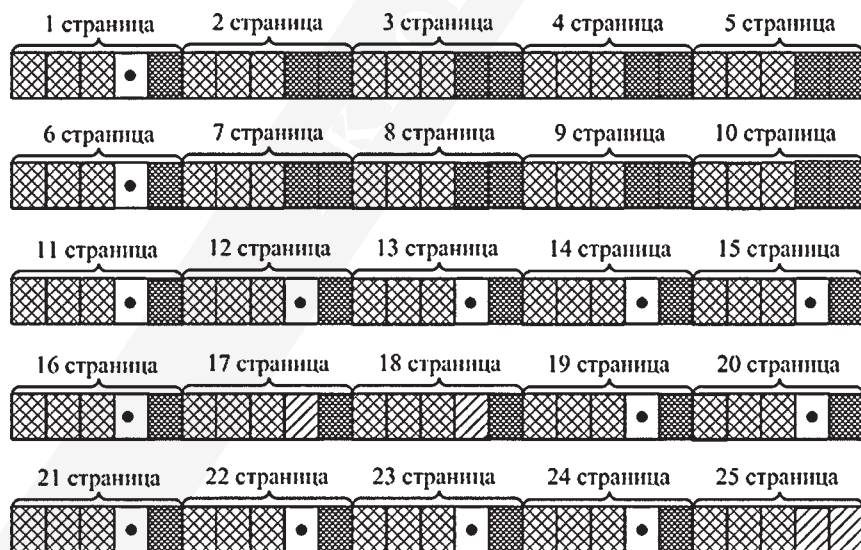


Рис.5. Резервы в суперкадре навигационного сообщения GPS

время зарубежными ГНСС. В результате ширина спектра открытого сигнала ГЛОНАСС в диапазоне L3 составила 20,46 МГц, что незначительно меньше полосы 21,88 МГц, выделенной для ГЛОНАСС в диапазоне L3. При этом ширина спектра сигналов ГОНАСС в диапазоне L3 не меньше ширины спектра аналогичных сигналов систем GPS, Galileo, Compass (BeiDou). По этой причине шумовые характеристики разработанных новых открытых сигналов системы ГЛОНАСС в диапазоне L3 ничем не уступают характеристикам аналогичных сигналов зарубежных систем. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L3 показаны на рис. 4.

### НОВЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СООБЩЕНИЯ ГЛОНАСС

Навигационные сообщения (НС), разработанные при проектировании глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS, и используемые в этих системах до настоящего времени, представляют собою жесткие строго периодические структуры, состоящие из страниц (кадров), подкадров (строк) и слов. При всей простоте и кажущейся естественности, такие структуры являются очень консервативными. Возможности последующей модернизации таких НС ограничиваются использованием только заранее выделенных резервных разрядов. Большое количество таких разрядов приводит к неэффективному использованию пропускной способности канала передачи НС. Малое количество резервных разрядов ограничивает возможности последующей модернизации НС.

Проиллюстрируем сказанное примерами. На рис. 5 показана структура суперкадра НС GPS [5, 6].

Жирными точками на рис. 5 показаны резервные подкадры. Таким образом, из 125 подкадров суперкадра GPS длительностью 12,5 минуты 14 подкадров (~ 11%) являются резервными.



На рис. 6 показана структура НС ГЛОНАСС [7]. Не заштрихованными полями с указанием количества бит на рис. 6 показаны резервные разряды. В суперкадре ГЛОНАСС длительностью 2,5 минуты эти разряды занимают всего лишь ~ 3% его объема.

В предположении эквивалентности данных, передаваемых в НС ГЛОНАСС и GPS для навигационных определений, видим, что скорость передачи этих данных в ГЛОНАСС в 5 раз выше, чем в GPS. Последнее объясняется значительно большей избыточностью НС GPS. Помимо того, что ~ 11% подкадров являются резервными, в суперкадре GPS зарезервированы места под передачу альманахов 32 КА, хотя на самом деле в орбитальной группировке GPS количество КА всегда меньше 32-х. Как следствие, канал передачи НС в GPS используется неэффективно.

Иная ситуация наблюдается в ГЛОНАСС, где НС содержит всего лишь ~ 3% резервных разрядов и для передачи данных альманаха зарезервированы места только для 24-х КА. Это приводит к значительному повышению эффективности использования канала передачи НС, но порождает большие проблемы при модернизации системы в процессе ее эксплуатации. Модернизация системы должна осуществляться при соблюдении принципа обратной совместимости, который заключается в том, что в результате осуществления модернизации не должна нарушаться работоспособность ранее выпущенной аппаратуры потребителя (АП). Как уже отмечалось модернизацию НС можно проводить, используя только резервные разряды, поскольку изменения в структуре основных разрядов приводит к нарушению работоспособности АП, выпущенной до проведения модернизации. С этой точки зрения наличие большого числа резервных разрядов в НС является очень желательным.

Рассмотрим в качестве примера проблемы, которые возникают в системе ГЛОНАСС в процессе ее модернизации, направленной на увеличение КА в орбитальной группировке и используемых по целевому назначению до 30. Такая модернизация может быть предпринята с целью устранения зон значительного ухудшения геометрического фактора ГЛОНАСС, которые периодически возникают вследствие симметричного построения ее орбитальной группировки.

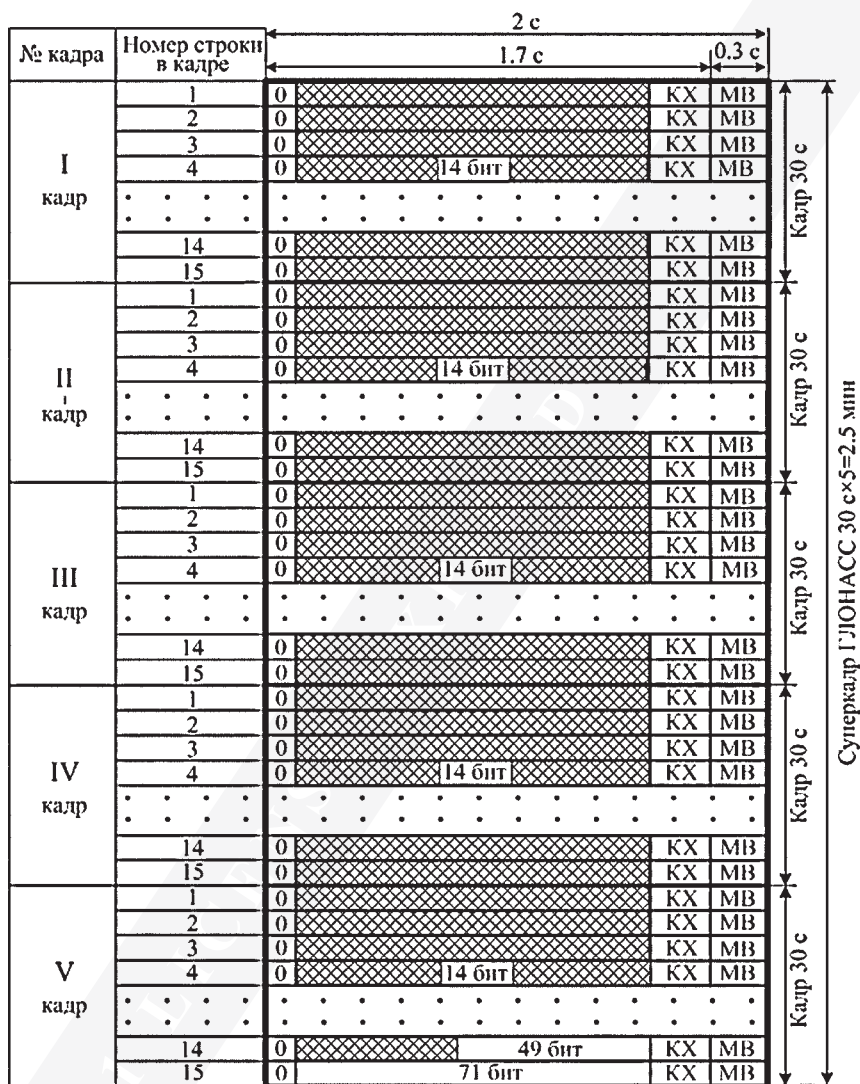


Рис. 6. Резервы в суперкадре навигационного сообщения ГЛОНАСС

Соблюдение принципа обратной совместимости заставляет располагать альманахи 6-ти дополнительных КА в резервных разрядах суперкадра. Но количество этих разрядов в существующем суперкадре ГЛОНАСС (см. рис.6) таково, что в нем дополнительно может быть размещен альманах только одного КА. Таким образом, в случае осуществления указанной модернизации альманах первых 24-х основных КА будет передаваться за время 1-го суперкадра, т. е. за 2,5 минуты, а альманах 6-ти дополнительных КА будет передаваться последовательно в резервных разрядах в течение 6-ти суперкадров, т. е. за время 2,5×6=15 минут.

Преодоление недостатков, свойственных НС с жесткими строго периодическими структурами, состоящими из страниц (кадров), подкадров (строк) и слов, может быть достигнуто путем использования НС с гибкой строковой структурой. Впервые такая структура НС была реализована в НС сигнала диапазона L5 GPS [8]. В этой структуре НС формируется в виде переменного потока строк различных типов. Каждый тип строки имеет свою уникальную структуру и содержит определенный тип информации, например, эфемериды, альманахи определенных КА,





разделением в диапазоне L3, содержащая данные альманаха. Строки сигнала L3OC содержат 300 бит и имеют длительность 3 с.

Смысловое содержание параметров, показанных на рис. 7, следующее: СМВ – сигнал метки времени; Тип – тип строки (в данном случае тип = 20); ОМВ – оцифровка метки времени; j – номер КА, передающего данное навигационное сообщение;  $\Gamma^i$  – оперативный признак годности («0») или негодности («1») навигационного радиосигнала КА с номером j;  $\Gamma^j$  – признак достоверности («0») или недостоверности («1») данных НС в данной строке КА с номером j; П1 – служебные биты вызова наземного комплекса управления (НКУ); П2 – признак режима ориентации КА (П2 = 0 – КА находится в режиме ориентации на Солнце, П2 = 1 – КА находится в режиме упреждающего разворота, либо же находится в состоянии смены режимов); КР – признак плановой коррекции бортовой шкалы времени (БШВ) на  $\pm 1$  с в конце текущего квартала по гринвичскому времени; А – признак аномальности следующей строки, которая при коррекции бортовой шкалы времени на  $\pm 1$  с будет иметь длительность 2 либо 4 с; ЦК – проверочные биты циклического кода.

Перечисленные выше параметры строки 20-го типа являются служебными. Их содержание сохраняется неизменным для всех строк НС сигнала L3OC.

Следующие параметры строки 20-го типа являются информационными:  $N_S$  – число КА в текущей орбитальной группировке;  $E_A$  – возраст альманаха КА;  $N_A$  – календарный номер суток внутри четырехлетнего интервала, к которому относится альманах;  $PC_A$  – регистр состояния навигационных радиосигналов L1, L2, L3;  $M_A$  – модификация КА с номером j;  $\tau_A$  – значение поправки для перехода от БШВ КА с номером j к шкале времени системы (ШВС) ГЛОНАСС;  $\lambda_A$  – геодезическая долгота первого восходящего узла орбиты КА с номером j внутри суток с номером  $N_A$ ;  $t_{\lambda_A}$  – момент по шкале декретного московского времени (ДМВ) прохождения КА с номером j первого внутри суток с номером  $N_A$  восходящего узла орбиты;  $\Delta i_A$  – поправка к среднему значению ( $63^\circ$ ) наклона орбиты КА с номером j;  $\varepsilon_A$  – эксцентриситет орбиты КА с номером j;  $\omega_A$  – аргумент перигея орбиты КА с номером j;  $\Delta T_A$  – поправка к среднему значению (43200 с) драконического периода обращения КА с номером j;  $\Delta T_A$  – скорость изменения драконического периода обращения КА с номером j.

Дальнейшее развитие системы ГЛОНАСС предполагает расширение числа излучаемых радионавигационных сигналов с кодовым разделением, в частности, в частотном диапазоне L5, а также освоение других диапазонов частотного спектра.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Fombonne P. Satellite Navigation System GLONASS. Navigation, April 1989, # 146, pp. 234–243.
2. Remondi B. W. Using the Global System (GPS) Phase Observable for Relative Geodesy: Modeling, Processing, and Results. May 1984, Doctoral Dissertation. Center for Space Research, The University of Texas at Austin, Austin Texas. National Geodetic Information Center, NOAA, Rockville, MD, 1984.
3. Харисов В. Н., Поваляев А. А. Оптимальное выравнивание суммы навигационных сигналов в ГНСС // Радиотехника. – 2011 – № 7. – С. 65–75.
4. Kharisov V., Povalyayev A. Optimal Alignment of the Sums of GNSS Navigation Signals. Inside GNSS, January/February 2012, pp. 56–67.
5. NAVSTAR GLOBAL POSITIONING SYSTEM. Interface Specification. IS-GPS-200. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface. <http://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200D.pdf>
6. Поддубная М. С., Понкратов В. В., Селина А. Ю. Навигационное сообщение в спутниковой системе NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника. – 1991. – № 4. – С. 22–42.
7. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1). – М: РНИИКИП, 2008. [http://www.spacecorp.ru/directions/glonass/control\\_document/](http://www.spacecorp.ru/directions/glonass/control_document/)
8. Navstar GPS Space Segment/User Segment L5 Interfaces, IS-GPS-705. <http://www.navcen.uscg.gov/pdf/Number.pdf>



УДК 621.391.2

# КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ ФУНКЦИИ AltBOC-СИГНАЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ<sup>1</sup>

М. С. Ярлыков, С. М. Ярлыкова<sup>2</sup>

*Представлены результаты исследований корреляционных характеристик элементов комплексных меандровых псевдослучайных последовательностей, являющихся основой для формирования двойных комплексных меандровых шумоподобных сигналов (AltBOC – сигналов) и получены аналитические выражения корреляционных функций (КФ) одиночных комплексных меандровых символов (МС) и взаимных КФ (ВКФ) синусной и косинусной составляющих комплексных МС. Получены формулы КФ одиночных элементов модулирующих функций простейшего (двухкомпонентного) AltBOC – сигнала и четырёхкомпонентного полного AltBOC – сигнала для типовых значений коэффициента кратности, построены графики КФ и ВКФ. Полученные аналитические соотношения конкретизированы применительно к спутниковым радионавигационным системам нового поколения, в частности, европейской системы Galileo и китайской BeiDou-2/Compass с учетом применяемых в системе Galileo AltBOC – сигналов.*

**Ключевые слова:** взаимная, корреляционная, радионавигационная, сигнал, система, спутниковая, функция, шумоподобный, AltBOC, BeiDou-2/Compass, Galileo.

## CORRELATION FUNCTIONS OF AltBOC MODULATED SIGNALS OF PERSPECTIVE SATELLITE RADIO NAVIGATION SYSTEMS

M. S. Yarlykov, S. M. Yarlykova

*An analytical expression for the correlation functions (CFs) of single complex meander symbols (MSs) and for the cross CFs (CCFs) of the sine and cosine components of complex MSs are obtained. Formulas for the CFs of single elements of the modulating functions of an elementary (two component) AltBOC signal and a four component complete AltBOC signal for typical values of multiplicity coefficient  $N_m$  ( $N_m = 2, 3$ ) are derived. Plots of CFs and CCFs are depicted. The CFs analytical expression of AltBOC-signal for new generation satellite radio navigation systems (in particular, the European Galileo and Chinese BeiDou/Compass systems) are concretized.*

**Key Words:** AltBOC-signals, correlation, function, navigation, radio, satellite, system Galileo, BeiDou/Compass

### ВВЕДЕНИЕ

К настоящему времени предусматривается применение AltBOC-сигналов (Alternative binary offset carrier modulated signals) в европейской спутниковой радионавигационной системе (СРНС) Galileo и, как предполагается, китайской СРНС Beidou-2/Compass [1–3].

AltBOC-сигналы относятся к классу двойных комплексных меандровых (ДКМ) шумоподобных сигналов и представляют собой важные составные части BOC-сигналов (binary offset carrier modulated signals) [4, 5]. Они позволяют использовать одну несущую частоту для передачи двух различных навигационных сообщений [6].

На пути практического внедрения AltBOC-сигналов в спутниковую навигацию важным событием явилось

развертывание на третьем этапе проекта Galileo в космосе мини-группировки из четырех спутников Galileo-IOV (in-orbit validation) [7]. Запуски 1-й пары спутников (PFM и FM2) и второй пары спутников (FM3 и FM4) состоялись соответственно 21.10.2011 и 12.10.2012 с космодрома Куру во Французской Гвинее ракетой-носителем «Союз-СТ-Б» [7]. Основные характеристики спутника Galileo-IOV следующие: масса – 700 кг, высота орбиты примерно 23 км, срок службы составляет 12 лет. Внешний вид спутника Galileo-IOV представлен на рис.1 [7].

В Европейском центре космических исследований и технологий (ESTEC) в Нордвейке (Нидерланды) 12 марта 2013 г. на основе сигналов СРНС Galileo,

<sup>1</sup> Материалы статьи доложены на 8-й международной научно-технической конференции «Тенденции и гармонизация развития радионавигационного обеспечения», 14.11.2013г.

<sup>2</sup> Михаил Семенович Ярлыков - заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, доктор технических наук, РОИН, Россия, Москва. Светлана Михайловна Ярлыкова – кандидат технических наук, доцент, заведующая кафедрой МИРЭА, Россия, Москва.





Рис. 1

принятых из космоса, впервые было осуществлено определение трех координат (широты, долготы и высоты над уровнем моря) навигационного потребителя [8].

Как было отмечено, специфическая особенность AltВОС – сигналов заключается в том, что они дают возможность использовать одну несущую частоту для передачи двух различных навигационных сообщений. Для AltВОС – сигналов СРНС Galileo и BeiDou-2/Compass несущая частота  $f_H = 1191,795$  МГц [3, 6, 11]. Модулирующая функция (МФ) простейшего AltВОС – сигнала в своей основе образуется как сумма двух различных комплексных меандровых псевдослучайных последовательностей (ПСП). В свою очередь, каждая из них формируется на базе комплексного или комплексно-сопряженного меандрового поднесущего колебания (МПК) [1, 12, 13]. Символ (элемент, чип) комплексной меандровой ПСП (МПСП) представляет собой комплексный меандровый символ (МС). Сама комплексная МПСП дальномерного кода составляется из определённого числа комплексных МС с использованием кодовых коэффициентов, которые отражают как символику кода (например, принимая значения +1 или –1), так его тип и характеристики. При этом комплексный МС является комплекснозначной функцией, действительная часть которой есть косинусный МС, а мнимая – синусный МС [9, 12].

Для определённости рассуждений ПСП дальномерного кода, состоящую из традиционных прямоугольных символов (а не из МС), называем прямоугольной ПСП (ППСП).

По числу компонент AltВОС – сигналы делятся на следующие группы [13, 14–16]:

- двухкомпонентные (простейшие) AltВОС – сигналы,
- четырёхкомпонентные полные AltВОС – сигналы (полные AltВОС – сигналы с непостоянной огибающей),
- восьмикомпонентные полные AltВОС – сигналы (полные AltВОС – сигналы с постоянной огибающей).

Каждая компонента AltВОС – сигнала, в свою очередь, состоит из двух составляющих: косинусной (текущей) и синусной (запаздывающей).

Для практического использования в СРНС предназначаются полные AltВОС – сигналы с постоянной огибающей [3, 6, 11]. Так, например, в СРНС Galileo используются полные AltВОС – сигналы с постоянной огибающей, у которых применяется модуляция типа AltВОС

(15,10), и частотой следования символов ПСП дальномерного кода  $f_c = 10,23$  МГц. Информационные сигналы этой системы представляют собой синфазные компоненты (сигнал – E5a-I и сигнал – E5b-I), а пилот-сигналы – квадратурные компоненты (сигнал – E5a-Q и сигнал – E5b-Q) восьмикомпонентного полного AltВОС – сигнала. Каждая компонента его содержит свою, отличную от других, ПСП дальномерного кода [3, 6, 11].

Отметим, что корреляционные функции (КФ) AltВОС – сигналов к настоящему времени исследованы в меньшей степени по сравнению со спектральными характеристиками [13, 18–20].

Цель работы состоит в том, чтобы получить формулы КФ одиночного комплексного (комплексно-сопряженного) МС и КФ одиночных элементов МФ двухкомпонентного AltВОС – сигнала и четырёхкомпонентного полного AltВОС – сигнала для типовых значений коэффициента кратности  $N_M$  ( $N_M = 2, 3$  и  $4$ ) и построить графики КФ и ВКФ.

При проведении исследований ДКМ шумоподобных радиосигналов (AltВОС – сигналов), как и ранее, будем применять аппарат комплекснозначных функций действительного аргумента.

В примерах для иллюстрации используются AltВОС – сигналы, которые применяются в СРНС Galileo и планируются к использованию в СРНС BeiDou-2/Compass [5–7].

Здесь и в дальнейшем для определённости рассуждений под термином типа «элемент (символ, чип) МФ AltВОС – сигнала» понимаем видеосигнал, представляющий собой МФ AltВОС – сигнала на длительности  $t_c = 1/f_c$  одного элемента ПСП дальномерного кода. Заметим, что элементы МФ AltВОС – сигналов могут отличаться друг от друга в зависимости от комбинации значений кодовых коэффициентов различных ПСП на данном отрезке  $[0, t_c]$  [9].

Обсуждаемые в работе ПСП, МПСП, МПК и МС имеют единичные амплитуды, поэтому полученные выражения характеризуют нормированные корреляционные функции и энергетические спектры.

## 1. Модулирующая функция AltВОС-сигнала

Излучаемый бортовым передатчиком спутника полный ДКМ шумоподобный радиосигнал (для определённости рассуждений рассматриваем четырёхкомпонентный полный AltВОС – сигнал), в комплексной форме записи характеризуется выражением [5, 6, 14, 24]

$$s(t) = A_r d_{Alt-P4}(t) \exp[i(\omega_n t) + \phi_0], \quad (1)$$

где  $A_r = \sqrt{2P_{cp}}$  – амплитуда радиосигнала на выходе передатчика;  $P_{cp}$  – средняя мощность радиосигнала на выходе передатчика;  $d_{Alt-P4}(t)$  – МФ полного AltВОС – сигнала, представленная в комплексной форме записи;  $\omega_n = 2\pi f_H$  – круговая несущая частота радиосигнала;  $f_H$  – несущая частота AltВОС – сигнала;  $\phi_0$  – фаза радиосигнала.

Модулирующая функция  $d_{Alt-P4}(t)$  в выражении (1) является комплекснозначной функцией



действительного аргумента  $t$ , область определения которой принадлежит множеству действительных чисел, а множество значений – множеству комплексных чисел. Как видно из (1), вся сложность и специфика AltВОС – сигналов полностью определяется структурой МФ  $d_{Alt-П4}(t)$ .

Представим сигнал  $s(t)$ , задаваемый (1), в алгебраической форме записи комплексных чисел:

$$s(t) = \text{Re}\{s(t)\} + i \text{Im}\{s(t)\},$$

где  $\text{Re}\{s(t)\}$  – действительный сигнал (физический сигнал на выходе передатчика), представляющий собой действительную часть комплекснозначной функции  $s(t)$ ,  $\text{Im}\{s(t)\}$  – мнимая часть комплекснозначной функции  $s(t)$ .

Найдём соотношение, которое определяет действительный сигнал  $\text{Re}\{s(t)\}$ , наблюдаемый на выходе спутникового передатчика.

В алгебраической форме записи комплексных чисел МФ  $d_{Alt-П4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС – сигнала представляется в виде

$$d_{Alt-П4}(t) = \text{Re}\{d_{Alt-П4}(t)\} + i \text{Im}\{d_{Alt-П4}(t)\}. \quad (2)$$

Аналитические выражения действительных функций  $\text{Re}\{d_{Alt-П4}(t)\}$  и  $\text{Im}\{d_{Alt-П4}(t)\}$  приводятся [14].

Подставив (2) в соотношение (1) и учитывая, что по формуле Эйлера

$$\exp[i(\omega_n t + \varphi_0)] = \cos(\omega_n t + \varphi_0) + i \sin(\omega_n t + \varphi_0),$$

находим формулу, характеризующую действительный сигнал  $\text{Re}\{s(t)\}$  на выходе спутникового передатчика:

$$\begin{aligned} \text{Re}\{s(t)\} &= A_r \text{Re}\{d_{Alt-П4}(t)\} \cos(\omega_n t + \varphi_0) - \\ &- A_r \text{Im}\{d_{Alt-П4}(t)\} \sin(\omega_n t + \varphi_0). \end{aligned} \quad (3)$$

Соотношение (3), естественно, совпадает с формулами из [6, 23].

Соответственно мнимая часть  $i \text{Im}\{s(t)\}$  четырёхкомпонентного полного AltВОС – сигнала  $s(t)$  имеет вид

$$\begin{aligned} \text{Im}\{s(t)\} &= A_r \text{Im}\{d_{Alt-П4}(t)\} \cos(\omega_n t + \varphi_0) + \\ &+ A_r \text{Re}\{d_{Alt-П4}(t)\} \sin(\omega_n t + \varphi_0). \end{aligned}$$

Заметим, что каждая из действительных функций  $\text{Re}\{d_{Alt-П4}(t)\}$  и  $\text{Im}\{d_{Alt-П4}(t)\}$  содержит слагаемые, которые обусловлены как информационными компонентами полного AltВОС – сигнала, так и компонентами, характеризующими его пилот – сигнал.

Чтобы получить выражения для искомых КФ, рассмотрим структуры МФ AltВОС – сигналов детальнее.

Известно, что МФ  $d_{Alt-2}(t)$  простейшего (двухкомпонентного) AltВОС – сигнала в комплексной форме записи определяется как сумма комплексной МПСР  $d_k(t)$  и комплексно – сопряженной МПСР  $d_k^*(t)$ , у которых ППСР  $g(t)$  различны [2,9]

$$d_{Alt-2}(t) \triangleq d_{kU}(t) + d_{kL}^*(t), \quad (4)$$

где  $d_{kU}(t) \triangleq g_U(t) r_k(t)$  – комплексная МПСР, образованная на основе комплексного МПК  $r_k(t)$ ;  $d_{kL}^*(t) \triangleq g_L(t) r_k^*(t)$  – комплексно – сопряженная МПСР,

образованная на основе комплексно – сопряженного МПК  $r_k^*(t)$ .

Индекс «\*» в (4) и далее означает, что рассматривается соответствующая комплексно-сопряженная функция.

Заметим, что названия и обозначения в виде « $d_{kU}(t)$  – комплексная МПСР» и « $d_{kL}^*(t)$  – комплексно-сопряженная МПСР» приняты для удобства и являются условными. В действительности же комплексные МПСР  $d_{kU}(t)$  и  $d_{kL}^*(t)$  не являются комплексным и комплексно-сопряженным сигналами в смысле определений математики, поскольку они отличаются друг от друга не только знаками их мнимых частей, но и тем, что в них входят разные последовательности  $g_U(t)$  и  $g_L(t)$ .

Однако, именно благодаря такому принципу формирования МФ  $d_{Alt-2}(t)$  (см. выражение (4)), верхний и нижний «лепестки» энергетического спектра одного AltВОС – сигнала содержат различную информацию.

Подобная возможность с помощью одного AltВОС – сигнала передавать два различных потока информации является важным достоинством ДКМ шумоподобных сигналов.

Входящие в формулу (4) ППСР  $g_U(t)$  и  $g_L(t)$  определяют общие (результатирующие) двоичные последовательности без детализации их составляющих (собственно ППСР дальномерного кода, посылки навигационного сообщения и др.).

При этом комплексное МПК  $r_k(t)$  и комплексно-сопряженное МПК  $r_k^*(t)$  задаются в виде [1, 12]:

$$r_k(t) \triangleq r_{\cos}(t) + i r_{\sin}(t) - \quad (5)$$

– комплексное МПК;

$$r_k^*(t) \triangleq r_{\cos}(t) - i r_{\sin}(t) - \quad (6)$$

– комплексно-сопряженное МПК,

$$r_{\cos}(t) = \text{sign}[\cos \omega_m t] \text{ и } r_{\sin}(t) = \text{sign}[\sin \omega_m t] - \quad (7)$$

– косинусное и синусное МПК соответственно;

$\omega_m = 2\pi f_m$  – круговая частота МПК,  $f_m = \frac{1}{T_m} = \frac{1}{2\tau_m}$  – частота МПК,  $T_m = 2\tau_m$  – период МПК,  $\tau_m$  – длительность одного меандрового импульса. Видно, что на одном периоде МПК укладываются два биполярных меандровых импульса, формирующих меандр.

Как обычно, полагаем, что ППСР  $g_U(t)$  и  $g_L(t)$  являются стационарными и статистически взаимно независимыми двоичными последовательностями прямоугольных элементов единичной амплитуды со знаком «+» или «-» [16,18].

Входящая в выражения (7) функция «сигнум»  $z$  равна:

$$\text{sign } z = \begin{cases} 1, & z > 0; \\ 0, & z = 0; \\ -1, & z < 0. \end{cases}$$

Аналитические выражения ППСР дальномерного кода  $g_U(t)$  и  $g_L(t)$  на одном периоде могут быть представлены в виде [12, 25]:

$$g_L(t) = \sum_{l=0}^{L-1} v_l \text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c], \quad (8)$$

$$g_U(t) = \sum_{l=0}^{L-1} \chi_l \text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c], \quad (9)$$

где  $\tau_c$  – длительность элемента (символа, чипа) ППСП;  $L$  – коэффициент расширения спектра, равный числу элементов на периоде ППСП, длительность которого  $T_L = L\tau_c$ ;  $l = 0, 1, 2, \dots, (L - 1)$  – номер элемента. Функция  $\text{rect}_{\tau_c}[\cdot]$  представляет собой импульс единичной амплитуды и длительностью  $\tau_c$ :

$$\text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c] = \begin{cases} 1 & \text{при } l\tau_c \leq t < (l+1)\tau_c; \\ 0 & \text{при } l\tau_c > t \geq (l+1)\tau_c. \end{cases} \quad (10)$$

При записи (8) и (9) учтено, что начальное условие  $t_0=0$ . Кодовые коэффициенты  $v_l$  и  $\chi_l$ , образующие ППСП (8) и (9), являются взаимно независимыми случайными величинами и принимают на каждом элементе длительностью  $\tau_c$  значения  $+1$  или  $-1$  согласно закону чередования элементов на периодах. Длительность периодов ППСП  $g_U(t)$  и  $g_L(t)$  выбрана одинаковой. Значения параметров, например, для СРНС Galileo приняты следующими:

$$L = 10230, \tau_c \approx 0,09775 \text{ мкс}, T_L = 1 \text{ мс} [6].$$

На длительности  $\tau_c$  одного элемента ППСП укладывается  $N_M$  меандровых импульсов. Коэффициент кратности меандровых импульсов  $N_M$  определяется соотношением [12, 13, 26]

$$N_M = \frac{\tau_c}{\tau_M} = \frac{2\tau_c}{T_M} = \frac{2f_M}{f_c} = \frac{2\alpha}{\beta}, \quad (11)$$

где  $f_c = 1/\tau_c$  – частота следования символов ППСП;  $\alpha = f_M/f_{on}$  и  $\beta = f_c/f_{on}$  – параметры меандровой модуляции AltВОС – сигналов [2, 13, 26];

$f_{on}$  – опорная (базовая) частота, которая для СРНС Galileo и BeiDou -2/Compass равна 1,023 МГц [3, 6, 11].

Применительно к ДКМ шумоподобным радиосигналам с модуляцией типа AltВОС (15, 10) в СРНС Galileo значения других параметров выбраны следующими:  $\alpha = 15, \beta = 10, N_M = 3, f_c = 10 f_{on} = 10,23 \text{ МГц}, f_M = 15 f_{on} = 15,345 \text{ МГц}$  [6].

Последовательности кодовых коэффициентов  $v_l$  и  $\chi_l$  обычно описываются с использованием решетчатых функций (РФ) времени  $\{v_l\}$  и  $\{\chi_l\}$  [19, 27, 28]. Представленные в виде РФ времени ПСП кодовых коэффициентов  $\{v_l\}$  и  $\{\chi_l\}$  обсуждаются в [15], где рассмотрены две модели таких РФ (как на основе дельта-функции Дирака, так и символа Кронекера) и показана эквивалентность результатов представления РФ  $\{v_l\}$  и  $\{\chi_l\}$  при использовании обеих моделей.

Таким образом, РФ кодовых коэффициентов  $\{v_l\}$  и  $\{\chi_l\}$  на одном периоде ППСП  $T_L$  записываются в виде [19, 27]:

$$\{v_l\} = \sum_{l=0}^{L-1} v_l \delta(t - l\tau_c), \quad \{\chi_l\} = \sum_{l=0}^{L-1} \chi_l \delta(t - l\tau_c), \quad (12)$$

где в зависимости от принятой модели РФ используется либо

$$\delta(l\tau_c - m\tau_c) = \begin{cases} 1 & \text{при } l = m \\ 0 & \text{при } l \neq m \end{cases}$$

символ Кронекера (дискретная дельта-функция), либо  $\delta(t - l\tau_c)$  – дельта-функция Дирака.

При вычислении КФ различных типов AltВОС – сигналов по отношению к РФ кодовых коэффициентов  $\{v_l\}$  и  $\{\chi_l\}$ , как обычно, полагаем, что они являются действительными стационарными и статистически взаимно независимыми случайными процессами [14, 16].

На основании (4) с учётом (8) и (9) произвольный  $l$ -й элемент МФ простейшего AltВОС-сигнала имеет вид

$$d_{\tau_c - \text{Alt} - 2}(t) = v_l \mu_{\kappa}^*(t) + \chi_l \mu_{\kappa}(t) \quad (13)$$

где  $\mu_{\kappa}(t)$  и  $\mu_{\kappa}^*(t)$  – одиночные комплексный и комплексно-сопряжённый МС [12].

Одиночные МС  $\mu_{\kappa}(t)$  и  $\mu_{\kappa}^*(t)$  представляют собой отрезки длительностью  $\tau_c$  одного элемента ППСП соответствующих МПК  $r_{\kappa}(t)$  и  $r_{\kappa}^*(t)$ , определяемых согласно (5) и (6):

$$\mu_{\kappa}(t) = r_{\tau_c - \kappa}(t) = \mu_{\cos}(t) + i \mu_{\sin}(t), \quad (14)$$

$$\mu_{\kappa}^*(t) = r_{\tau_c - \kappa}^*(t) = \mu_{\cos}(t) - i \mu_{\sin}(t), \quad (15)$$

где согласно (5)  $\mu_{\cos}(t)$  – косинусный МС косинусного МПК  $r_{\cos}(t)$ ,  $\mu_{\sin}(t)$  – синусный МС синусного МПК  $r_{\sin}(t)$ . Нижний индекс  $\tau_c$  в (14), (15) и далее означает, что рассматриваются отрезки соответствующих МПК (или других функций) на длительности  $\tau_c$  одного элемента ППСП.

Аналитические выражения  $\mu_{\sin}(t)$  и  $\mu_{\cos}(t)$  при произвольном значении коэффициента кратности  $N_M$  содержатся в [26, 29, 30] и имеют вид:

$$\begin{aligned} \mu_{\cos}(t) = & \text{rect}_{0,5\tau_M} [t] + \\ & + \sum_{m=1}^{N_M-1} (-1)^m \text{rect}_{\tau_M} [t - (m-0,5)\tau_M] + \\ & + (-1)^{N_M} \text{rect}_{0,5\tau_M} [t - (N_M - 0,5)\tau_M]; \end{aligned} \quad (16)$$

$$\mu_{\sin}(t) = \sum_{m=0}^{N_M-1} (-1)^m \text{rect}_{\tau_M} [t - m\tau_M]. \quad (17)$$

В [29] и [30] также представлены графики  $\mu_{\sin}(t)$  и  $\mu_{\cos}(t)$  при одной и той же длительности символа ППСП  $\tau_c$  и различных значениях  $N_M$ .

## 2. Корреляционные функции комплексного и комплексно-сопряжённого меандровых символов

Для комплексных сигналов [5, 28, 29, 30] на основе общего определения КФ применительно к комплексному МС  $\mu_{\kappa}(t)$  согласно (14) можно записать

$$R_{\mu_{\kappa}}(\tau) \triangleq \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\kappa}(t) \mu_{\kappa}^*(t - \tau) dt, \quad (18)$$

где  $R_{\mu_{\kappa}}(\tau)$  – КФ одиночного комплексного МС  $\mu_{\kappa}(t)$ ,  $t$  – время смещения символа  $\mu_{\kappa}(t)$ . Как видно из (18), КФ  $R_{\mu_{\kappa}}(\tau)$  является нормированной.

Соответственно для КФ одиночного комплексно-сопряжённого МС  $\mu_k^*(t)$  имеем

$$R_{\mu_k^*}(\tau) \triangleq \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_k^*(t) \mu_k(t-\tau) dt. \quad (19)$$

Заметим, что функции  $\mu_k(t)$  и  $\mu_k^*(t)$  по аргументу  $t$  определены на отрезке  $[0, t_c]$ , поэтому при вычислении КФ (18) и (19) (а также и соответствующих ВКФ) нормировку следует выполнять применительно к длительности этого отрезка  $\tau_c$  (элемента МПСП дальнего кода).

КФ (18) и (19) на основании (14) и (15) принимают вид [5]:

$$R_{\mu_k}(\tau) = \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} [\mu_{\cos}(t) + i \mu_{\sin}(t)] \times [\mu_{\cos}(t-\tau) - i \mu_{\sin}(t-\tau)] dt = R_{\cos}(\tau) + R_{\sin}(\tau) + i [R_{\sin-\cos}(\tau) - R_{\cos-\sin}(\tau)]; \quad (20)$$

$$R_{\mu_k^*}(\tau) = \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} [\mu_{\cos}(t) - i \mu_{\sin}(t)] \times [\mu_{\cos}(t-\tau) + i \mu_{\sin}(t-\tau)] dt = R_{\cos}(\tau) + R_{\sin}(\tau) - i [R_{\sin-\cos}(\tau) - R_{\cos-\sin}(\tau)]; \quad (21)$$

где  $R_{\cos}(\tau) \triangleq \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\cos}(t) \mu_{\cos}(t-\tau) dt - \quad (22)$

– КФ одиночного косинусного МС  $\mu_{\cos}(t)$  (16);

$$R_{\sin}(\tau) \triangleq \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\sin}(t) \mu_{\sin}(t-\tau) dt - \quad (23)$$

– КФ одиночного синусного МС  $\mu_{\sin}(t)$  (17);

$$R_{\sin-\cos}(\tau) \triangleq \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\sin}(t) \mu_{\cos}(t-\tau) dt - \quad (24)$$

– ВКФ синусной и косинусной составляющих комплексного МС  $\mu_k(t)$  (ВКФ действительных сигналов  $\mu_{\sin}(t)$  и  $\mu_{\cos}(t)$ );

$$R_{\cos-\sin}(\tau) \triangleq \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\cos}(t) \mu_{\sin}(t-\tau) dt - \quad (25)$$

– ВКФ косинусной и синусной составляющих комплексного МС  $\mu_k(t)$  (ВКФ действительных сигналов  $\mu_{\cos}(t)$  и  $\mu_{\sin}(t)$ );

Таким образом, КФ (20) и (21) одиночных комплексного МС  $\mu_k(t)$  и комплексно-сопряжённого МС  $\mu_k^*(t)$  являются комплекснозначными функциями, у которых действительная часть

$$\text{Re}\{R_{\mu_k}(\tau)\} \triangleq R_{\Sigma}(\tau) = R_{\cos}(\tau) + R_{\sin}(\tau), \quad (26)$$

$$\text{мнимая часть } \text{Im}\{R_{\mu_k}(\tau)\} \triangleq R_{\sin-\cos}(\tau) - R_{\cos-\sin}(\tau), \quad (27)$$

где  $R_{\sin-\cos}(\tau)$  и  $R_{\cos-\sin}(\tau)$  – действительные функции (24) и (25) [5].

В соответствии с (20) и (21) получим аналитические соотношения и построим графики действительных и мнимых частей КФ  $R_{\mu_k}(\tau)$  и  $R_{\mu_k^*}(\tau)$  применительно к основным типам ДКМ шумоподобных радиосигналов (AltВОС – сигналов) при коэффициенте кратности  $N_M = 2, 3$  и  $4$ .

**А. Корреляционные функции одиночных комплексного и комплексно-сопряжённого меандровых символов с коэффициентом кратности  $N_M = 2$**

Выражения для КФ  $R_{\mu_k}(\tau)$  и  $R_{\mu_k^*}(\tau)$  согласно (20) и (21) с учётом (26) в случае  $N_M = 2$  ( $\tau_c = 2\tau_M$ ) принимают вид [5]

$$R_{\mu_k}(\tau) = R_{\Sigma-2}(\tau) + i [R_{\sin-\cos-2}(\tau) - R_{\cos-\sin-2}(\tau)], \quad (28)$$

$$R_{\mu_k^*}(\tau) = R_{\Sigma-2}(\tau) - i [R_{\sin-\cos-2}(\tau) - R_{\cos-\sin-2}(\tau)], \quad (29)$$

где функция  $R_{\Sigma-2}(\tau)$  вычисляется согласно (26), а цифра «2» в индексах формул (28), (29) и далее означает значение коэффициента кратности (в данном случае  $N_M = 2$ ). Соотношения для КФ  $R_{\sin-2}(\tau)$  и  $R_{\cos-2}(\tau)$  в случае  $N_M = 2$  известны и имеют вид [33,34]:

$$R_{\sin-2}(\tau) = \begin{cases} 1 - \frac{3|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ \frac{|\tau|}{\tau_c} - 1 & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq \tau_c; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq \tau_c; \end{cases} \quad (30)$$

где  $\tau_c = 2\tau_M$ ;

$$R_{\cos-2}(\tau) = \begin{cases} 1 - \frac{5|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ -\frac{|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -2 + \frac{3|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ 1 - \frac{|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_c; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq \tau_c; \end{cases} \quad (31)$$

где  $\tau_c = 2\tau_M$ .

Тогда действительная часть КФ  $R_{\mu_k-2}(\tau)$  и  $R_{\mu_k^*-2}(\tau)$  одиночных комплексного МС  $\mu_k(t)$  и комплексно-сопряжённого МС  $\mu_k^*(t)$  согласно (20), (21) и (26) при  $N_M = 2$  с учётом (30) и (31) может быть записана в виде [5]

$$R_{\Sigma-2}(\tau) = \begin{cases} 2 - \frac{8|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ 1 - \frac{4|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -3 + \frac{4|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 1,5\tau_M; \end{cases} \quad (32)$$

где  $\tau_c = 2\tau_M$ .

Видно, что КФ  $R_{\Sigma-2}(\tau)$  представляет собой чётную действительную функцию аргумента  $\tau$ . График КФ  $R_{\Sigma-2}(\tau)$  изображен на рис. 2.

Как следует из (32) и рис. 2, особенностью КФ  $R_{\Sigma-2}(\tau)$  является то, что интервал, где она отлична от нуля (за исключением отдельных точек), равен

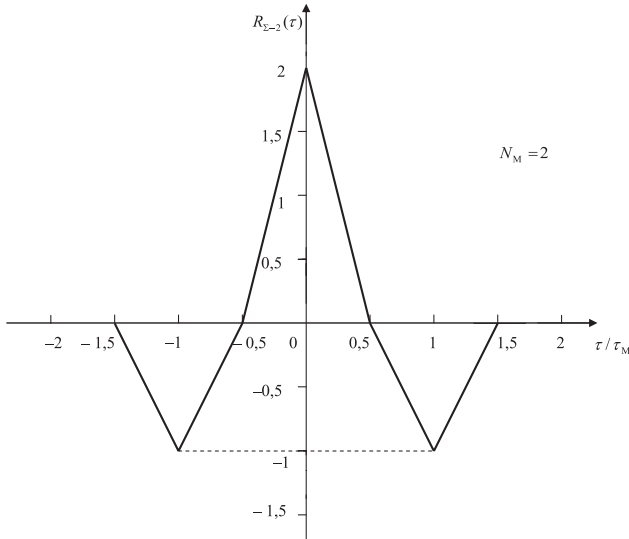


Рис. 2

( $-1,5\tau_M < \tau < 1,5\tau_M$ ), а не ( $-2\tau_M < \tau < 2\tau_M$ ), как это имеет место в случаях, например, КФ  $R_{sin-2}(\tau)$  и  $R_{cos-2}(\tau)$ .

Далее рассмотрим мнимую часть КФ  $R_{\mu_K}(\tau)$  и  $R_{\mu_K}^*(\tau)$ , для чего, как видно из (28) и (29), необходимо вычислить ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  и  $R_{cos-sin-2}(\tau)$ , которые определяются формулами (24) и (25).

Тогда на основании (24) с учётом (16) и (17) при  $N_M=2$  запишем

$$R_{sin-cos-2}(\tau) = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \mu_{sin-2}(t) \mu_{cos-2}(t-\tau) dt = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \left\{ \text{rect}_{\tau_M}[t] - \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau_M] \right\} \left\{ \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-0,5\tau_M-\tau] + \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-1,5\tau_M-\tau] \right\} dt.$$

Вычислив интегралы в (33), находим, что ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  синусного МС  $\mu_{sin-2}(t)$  и косинусного МС  $\mu_{cos-2}(t)$  при  $N_M=2$  ( $\tau_C=2\tau_M$ ) имеет вид [5]

$$R_{sin-cos-2}(\tau) = \begin{cases} 0 & \text{при } \tau \leq -2\tau_M; \\ \frac{1}{2} \cdot \frac{\tau}{\tau_M} + 1 & \text{при } -2\tau_M \leq \tau \leq -1,5\tau_M; \\ -\frac{1}{2} \cdot \left( \frac{\tau}{\tau_M} + 1 \right) & \text{при } -1,5\tau_M \leq \tau \leq -\tau_M; \\ -\frac{3}{2} \cdot \left( \frac{\tau}{\tau_M} + 1 \right) & \text{при } -\tau_M \leq \tau \leq -0,5\tau_M; \\ \frac{3}{2} \cdot \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -0,5\tau_M \leq \tau \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{3}{2} \cdot \left( 1 - \frac{\tau}{\tau_M} \right) & \text{при } 0,5\tau_M \leq \tau \leq \tau_M; \\ \frac{1}{2} \cdot \left( 1 - \frac{\tau}{\tau_M} \right) & \text{при } \tau_M \leq \tau \leq 1,5\tau_M; \\ -1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 1,5\tau_M \leq \tau \leq 2\tau_M; \\ 0 & \text{при } \tau \geq 2\tau_M. \end{cases}$$

где  $N_M=2$ . (34)

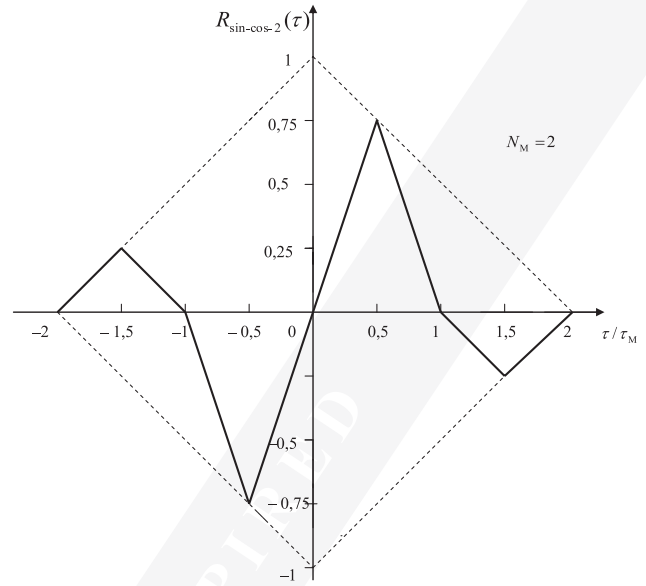


Рис. 3

Из (34) видно, что ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  является нечётной действительной функцией аргумента  $\tau(R_{sin-cos-2}(\tau) = -R_{sin-cos-2}(-\tau))$ .

Рассмотрим ВКФ  $R_{cos-sin-2}(\tau)$ . В соответствии с (25), учитывая (16) и (17), при  $N_M=2$  запишем

$$R_{cos-sin-2}(\tau) = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \mu_{cos-2}(t) \mu_{sin-2}(t-\tau) dt = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \left\{ \text{rect}_{0,5\tau_M}[t] - \text{rect}_{\tau_M}[t-0,5\tau_M] + \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-1,5\tau_M] \right\} \times \left\{ \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau_M-\tau] \right\} dt$$

Вычислив интегралы в (35), находим, что  $R_{cos-sin-2}(\tau) = -R_{sin-cos-2}(\tau)$ , (36)

где  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  определяется выражением (34).

На рис.3 представлен график ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  при  $N_M=2$ . Штриховыми линиями на рис. 3 изображена огибающая КФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$ , которая совпадает (в верхней полуплоскости) с КФ  $R_{sin-1}(\tau)$  одиночного прямоугольного символа  $\mu_{sin-1}(t)$  традиционной ППСП, используемой, например, в немодернизированных СРНС ГЛОНАСС и GPS (в англоязычной литературе модуляция такой ПСП обозначается как BPSK ( $\beta$ ), где в нашем случае  $\beta=f_c/f_{on}=10$ ) [25, 31, 34].

Как известно [28,32], ВКФ и взаимный энергетический спектр (ВЭС) сигналов связаны между собой парой преобразований Фурье.

На основании известной ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  рассчитаем ВЭС  $S_{sin-cos-2}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{sin-2}(t)$  и  $\mu_{cos-2}(t)$ .

Согласно формуле прямого преобразования Фурье имеем

$$S_{sin-cos-2}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{sin-cos-2}(\tau) \cdot \exp\{-i\omega\tau\} d\tau, \quad (37)$$

$$\text{где } S_{sin-cos-2}(\omega) \stackrel{\Delta}{=} \frac{1}{\tau_C} \cdot \left[ F_{sin}(\omega) F_{cos}^*(\omega) \right] - \quad (38)$$

— ВЭС действительных сигналов  $\mu_{sin}(t)$  и  $\mu_{cos}(t)$ ;

$$F_{sin}(\omega) \stackrel{\Delta}{=} \int_{-\infty}^{\infty} \mu_{sin}(t) \cdot \exp\{-i\omega t\} dt - \quad (39)$$



- спектральная плотность одиночного синусного МС  $\mu_{sin}(t)$ ;

$$F_{cos}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} \mu_{cos}(t) \cdot \exp\{-i\omega t\} dt \quad (40)$$

- спектральная плотность одиночного косинусного МС  $\mu_{cos}(t)$  [16,19,20].

Так как  $R_{sin-cos}(\tau)$  – нечётная действительная функция, то соотношение (37) на основании формулы Эйлера принимает вид

$$S_{sin-cos}(\omega) = -2i \int_0^{\infty} R_{sin-cos}(\tau) \cdot \sin\omega\tau d\tau. \quad (41)$$

Как следует из (41), ВЭС  $S_{sin-cos}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{sin}(t)$  и  $\mu_{cos}(t)$  является мнимой функцией.

По аналогии с (38) ВЭС действительных сигналов  $\mu_{sin}(t)$  и  $\mu_{cos}(t)$  соответственно определяется в виде

$$S_{cos-sin}(\omega) = \frac{1}{\tau_C} \cdot [F_{cos}(\omega) F_{sin}^*(\omega)].$$

Согласно (41) с учётом (36) получим

$$S_{cos-sin}(\omega) = -2i \int_0^{\infty} R_{cos-sin}(\tau) \cdot \sin\omega\tau d\tau = 2i \int_0^{\infty} R_{sin-cos}(\tau) \cdot \sin\omega\tau d\tau.$$

Тогда имеем

$$S_{sin-cos}(\omega) = -S_{cos-sin}(\omega). \quad (42)$$

В соответствии с (34) и (41) после вычислений находим, что при  $N_M = 2$  ВЭС  $S_{sin-cos-2}(\omega)$  синусной и косинусной составляющих комплексного МС  $\mu_{\kappa}(t)$  (ВЭС действительных сигналов  $\mu_{sin}(t)$  и  $\mu_{cos}(t)$ ) равен

$$S_{sin-cos-2}(\omega) = -i \frac{1}{\omega^2 \tau_M} (6 \sin 0.5 \omega \tau_M - 2 \sin \omega \tau_M - 2 \sin 1.5 \omega \tau_M + \sin 2 \omega \tau_M) = -i \frac{8 \sin 0.5 \omega \tau_M}{\omega^2 \tau_M} (\cos^3 0.5 \omega \tau_M - \cos^2 0.5 \omega \tau_M - \cos 0.5 \omega \tau_M + 1) = -i \frac{1}{\tau_M} \left[ \frac{2}{\omega} \cdot \frac{\sin(0.25 \omega \tau_M) \cdot \sin \omega \tau_M}{\cos(0.5 \omega \tau_M)} \right]^2 \cdot \sin(0.5 \omega \tau_M),$$

где  $N_M = 2$ . (43)

Следует подчеркнуть, что при рассмотрении ВЭС и ВКФ применительно к AltВОС – сигналам и, в частности, к комплексным МС  $\mu_{\kappa}(t)$  и  $\mu_{\kappa}^*(t)$  для удобства вычислений в работах используются различные определения ВЭС и ВКФ. В одних случаях рассматривается ВЭС  $S_{sin-cos}^{CD}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{sin}(t)$  и  $\mu_{cos}(t)$  (например, (38)), который равен

$$S_{sin-cos}^{CD}(\omega) = \frac{1}{\tau_C} \cdot [F_{sin}(\omega) F_{cos}^*(\omega)], \quad (44)$$

а в других случаях используется ВЭС  $S_{sin-cos}^{CK}(\omega)$  комплексных сигналов  $i\mu_{sin}(t)$  и  $\mu_{cos}(t)$  [16,19], который соответственно определяется в виде

$$S_{sin-cos}^{CK}(\omega) = i \frac{1}{\tau_C} \cdot [F_{sin}(\omega) F_{cos}^*(\omega)]. \quad (45)$$

В формулах (44) и (45) верхние индексы «СД» и «СК» над буквами означают, что рассматриваются

сигналы действительные или сигналы комплексные. Спектральные плотности  $F_{sin}(\omega)$  и  $F_{sin}^*(\omega)$  в этих соотношениях представляют собой комплексные функции и содержатся в [16,19].

Из соотношений (41), (43), (44) и (45), в частности, следует, что ВЭС  $S_{sin-cos}^{CD}(\omega)$  – мнимая функция, а ВЭС  $S_{sin-cos}^{CK}(\omega)$  – действительная функция и её в ряде случаев применять при расчётах удобнее. Кроме того, при расчётах характеристик AltВОС – сигналов иногда проще использовать функции, которые определённым образом однозначно связаны с ВЭС или ВКФ [19].

Естественно, что при применении разных определений требуется использование формул связи. Так, например, для определений ВЭС (44) и (45) формулы связи имеют вид:

$$S_{sin-cos}^{CK}(\omega) = i S_{sin-cos}^{CD}(\omega); S_{sin-cos}^{CD}(\omega) = -i S_{sin-cos}^{CK}(\omega) \quad (46)$$

Следует отметить, что выражение (43), полученное в работе для ВЭС  $S_{sin-cos-2}(\omega)$ , совпадает при учёте формулы связи (46) с соответствующей формулой ВЭС из [19] (ф. (45) для  $N_M = 2$ ), которая была выведена другим путём (на основе спектральных функций, а не ВКФ), и тем самым дополнительно подтверждается правильность найденного соотношения (34) для ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$ .

С учётом (36) формулы (28) и (29) для КФ  $R_{\mu_{\kappa-2}}(\tau)$  и  $R_{\mu_{\kappa-2}^*}(\tau)$  комплексного МС  $\mu_{\kappa}(t)$  и комплексно-сопряжённого МС  $\mu_{\kappa}^*(t)$  в случае  $N_M = 2$  окончательно принимают вид:

$$R_{\mu_{\kappa-2}}(\tau) = R_{\Sigma-2}(\tau) + 2i R_{sin-cos-2}(\tau),$$

$$R_{\mu_{\kappa-2}^*}(\tau) = R_{\Sigma-2}(\tau) - 2i R_{sin-cos-2}(\tau), \quad (47)$$

где в выражениях (47) КФ  $R_{\Sigma-2}(\tau)$  является чётной действительной функцией, а ВКФ  $R_{sin-cos-2}(\tau)$  – нечётной действительной функцией.

### **Б. Корреляционные функции одиночных комплексного и комплексно-сопряжённого меандровых символов с коэффициентом кратности $N_M = 3$**

Комплексный МС  $\mu_{\kappa-3}(t)$  и комплексно-сопряжённый МС  $\mu_{\kappa-3}^*(t)$ , у которых коэффициент кратности  $N_M = 3$ , являются базой для формирования ДКМ шумоподобных радиосигналов СРНС Galileo с модуляцией типа AltВОС (15,10) и частотой следования элементов ПСП  $f_c = 10,23$  МГц [6].

Методика вычисления КФ  $R_{\mu_{\kappa-3}}(\tau)$  комплексного МС  $\mu_{\kappa-3}(t)$  и КФ  $R_{\mu_{\kappa-3}^*}(\tau)$  комплексно-сопряжённого МС  $\mu_{\kappa-3}^*(t)$  в случае  $N_M = 3$  аналогична той, что использовалась при  $N_M = 2$ .

Согласно (20) и (21) формулы КФ  $R_{\mu_{\kappa-3}}(\tau)$  и  $R_{\mu_{\kappa-3}^*}(\tau)$  при  $N_M = 3$  имеют вид [5]:

$$R_{\mu_{\kappa-3}}(\tau) = R_{\Sigma-3}(\tau) + i [R_{sin-cos-3}(\tau) - R_{cos-sin-3}(\tau)], \quad (48)$$

$$R_{\mu_{\kappa-3}^*}(\tau) = R_{\Sigma-3}(\tau) - i [R_{sin-cos-3}(\tau) - R_{cos-sin-3}(\tau)], \quad (49)$$

где  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  вычисляется согласно (26), при этом соотношения для КФ  $R_{sin-3}(\tau)$  и  $R_{cos-3}(\tau)$  в случае  $N_M = 3$  известны и записываются в виде [15,33]:

$$R_{\sin-3}(\tau) = \begin{cases} 1 - \frac{5|\tau|}{\tau_C} & \text{при } |\tau| \leq \tau_M; \\ \frac{3|\tau|}{\tau_C} - \frac{5}{3} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ 1 - \frac{|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_C; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq \tau_C; \end{cases} \quad (50)$$

$$R_{\cos 3}(\tau) = \begin{cases} 1 - \frac{7|\tau|}{\tau_C} & \text{при } |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{1}{3} - \frac{3|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -\frac{7}{3} + \frac{5|\tau|}{\tau_C} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ -\frac{1}{3} + \frac{|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ \frac{7}{3} - \frac{3|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 2,5\tau_M; \\ -1 + \frac{|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 2,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_C; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq \tau_C, \end{cases}$$

где  $\tau_C = 3\tau_M$ . (51)

Тогда согласно (26), (50) и (51) находим [5]

$$R_{\Sigma-3}(\tau) = \begin{cases} 2 - \frac{12|\tau|}{\tau_C} & \text{при } |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{4}{3} - \frac{8|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -4 + \frac{8|\tau|}{\tau_C} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ -2 + \frac{4|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ \frac{10}{3} - \frac{4|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 2,5\tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 2,5\tau_M, \end{cases}$$

где  $\tau_C = 3\tau_M$ . (52)

КФ  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  является чётной действительной функцией аргумента  $\tau$  и представляет собой действительную часть КФ  $R_{\mu_{K-3}}(\tau)$  и  $R_{\mu_{K-3}^*}(\tau)$ . График КФ  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  представлен на рис. 4.

Согласно (48) и (49) мнимые части

$$\text{Im}\left\{R_{\mu_{K-3}}(\tau)\right\} = R_{\sin-\cos-3}(\tau) - R_{\cos-\sin-3}(\tau)$$

$$\text{и Im}\left\{R_{\mu_{K-3}^*}(\tau)\right\} = R_{\cos-\sin-3}(\tau) - R_{\sin-\cos-3}(\tau)$$

искомых КФ определяются соотношениями (24) и (25) на основе ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  и  $R_{\cos-\sin-3}(\tau)$  действительных сигналов  $\mu_{\sin-3}(t)$  и  $\mu_{\cos-3}(t)$ .

В соответствии с (24) вычислим ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  применительно к (16) и (17) для случая  $N_M = 3$ . Тогда имеем

$$R_{\sin-\cos-3}(\tau) = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \mu_{\sin-3}(t) \mu_{\cos-3}(t-\tau) dt = \\ = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \left\{ \text{rect}_{\tau_M}[t] - \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau_M] + \right. \\ \left. + \text{rect}_{\tau_M}[t-2\tau_M] \right\} \left\{ \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-\tau] - \right. \\ \left. - \text{rect}_{\tau_M}[t-0,5\tau_M-\tau] + \text{rect}_{\tau_M}[t-1,5\tau_M-\tau] - \right. \\ \left. - \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-2,5\tau_M-\tau] \right\} dt. \quad (53)$$

Произведя вычисления в (53), получим, что ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  синусного МС  $\mu_{\sin-3}(t)$  и косинусного МС  $\mu_{\cos-3}(t)$  равна [5]

$$R_{\sin-\cos-3}(\tau) = \begin{cases} 0 & \text{при } \tau \leq -3\tau_M; \\ -1 - \frac{1}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -3\tau_M \leq \tau \leq -2,5\tau_M; \\ \frac{2}{3} + \frac{1}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -2,5\tau_M \leq \tau \leq -2\tau_M; \\ 2 + \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -2\tau_M \leq \tau \leq -1,5\tau_M; \\ -1 - \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -1,5\tau_M \leq \tau \leq -\tau_M; \\ -\frac{5}{3} - \frac{5}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -\tau_M \leq \tau \leq -0,5\tau_M; \\ \frac{5}{3} - \frac{5}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -0,5\tau_M \leq \tau \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{5}{3} - \frac{5}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 0,5\tau_M \leq \tau \leq \tau_M; \\ 1 - \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } \tau_M \leq \tau \leq 1,5\tau_M; \\ -2 + \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 1,5\tau_M \leq \tau \leq 2\tau_M; \\ -\frac{2}{3} + \frac{1}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 2\tau_M \leq \tau \leq 2,5\tau_M; \\ 1 - \frac{1}{3} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 2,5\tau_M \leq \tau \leq 3\tau_M; \\ 0 & \text{при } \tau \geq 3\tau_M, \end{cases} \quad (54)$$

где  $\tau_C = 3\tau_M$  ( $N_M = 3$ ).

Из (54) видно, что ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  является нечётной действительной функцией аргумента  $\tau$ .

Для ВКФ  $R_{\cos-\sin-3}(\tau)$  действительных сигналов  $\mu_{\cos-3}(t)$  и  $\mu_{\sin-3}(t)$  при  $N_M = 3$  согласно (16), (17) и (25) можем записать

$$R_{\cos-\sin-3}(\tau) = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \mu_{\cos-3}(t) \mu_{\sin-3}(t-\tau) dt = \\ = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} \left\{ \text{rect}_{0,5\tau_M}[t] - \text{rect}_{\tau_M}[t-0,5\tau_M] + \text{rect}_{\tau_M}[t-1,5\tau_M] - \right. \\ \left. - \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-2,5\tau_M] \right\} \cdot \left\{ \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau_M-\tau] + \right. \\ \left. + \text{rect}_{\tau_M}[t-2\tau_M-\tau] \right\} dt. \quad (55)$$

После вычисления определённых интегралов в (55) находим, что

$$R_{\cos-\sin-3}(\tau) = -R_{\sin-\cos-3}(\tau), \quad (56)$$

где  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  определяется выражением (54).

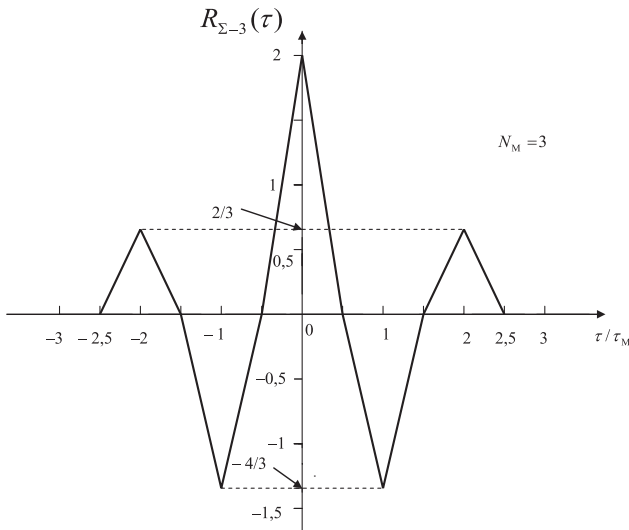


Рис. 4

График ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  при  $N_M = 3$  изображен на рис.5.

Огибающая ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$ , которая на этом рисунке показана штриховыми линиями, в верхней полуплоскости совпадает с КФ  $R_{\sin-1}(\tau)$  одиночного прямоугольного символа  $\mu_{\sin-1}(t)$  традиционной ППСП с модуляцией типа BPSK (10) [25,31,35].

По методике, аналогичной случаю, когда  $N_M = 2$ , получим аналитическое выражение ВЭС  $S_{\sin-\cos-3}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{\sin-3}(t)$  и  $\mu_{\cos-3}(t)$  путём преобразования Фурье ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$ , характеризуемой выражением (54).

Так как ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  – нечётная действительная функция, то на основании (37), (41) и (42) применительно к (54) для  $N_M = 3$  запишем:

$$S_{\sin-\cos-3}(\omega) = -2i \int_0^{\infty} R_{\sin-\cos-3}(\tau) \cdot \sin \omega \tau d\tau, \quad (57)$$

$$S_{\sin-\cos-3}(\omega) = -S_{\cos-\sin-3}(\omega). \quad (58)$$

Подставив (54) в (57), после вычисления интегралов и преобразований получим

$$\begin{aligned} S_{\sin-\cos-3}(\omega) &= -2i \frac{1}{3\omega^2 \tau_M} (10 \sin 0.5 \omega \tau_M - 2 \sin \omega \tau_M - \\ &6 \sin 1.5 \omega \tau_M + 2 \sin 2 \omega \tau_M + 2 \sin 2.5 \omega \tau_M - \sin 3 \omega \tau_M) = \\ &= -2i \frac{2 \sin 0.5 \omega \tau_M}{3\omega^2 \tau_M} (9 - 9 \cos 0.5 \omega \tau_M - 24 \cos^2 0.5 \omega \tau_M \\ &+ 24 \cos^3 0.5 \omega \tau_M + 16 \cos^4 0.5 \omega \tau_M - 16 \cos^5 0.5 \omega \tau_M) = \\ &= -i \frac{2}{\tau_C} \left[ \frac{2 \sin(0.25 \omega \tau_M) \cdot \cos(1.5 \omega \tau_M)}{\cos(0.5 \omega \tau_M)} \right]^2 \cdot \sin(0.5 \omega \tau_M), \quad (59) \end{aligned}$$

где  $N_M = 3$  ( $\tau_C = 3\tau_M$ ).

Соотношение (59) определяет ВЭС  $S_{\sin-\cos-3}^{CD}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{\sin-3}(t)$  и  $\mu_{\cos-3}(t)$ . Как и следовало ожидать, ВЭС  $S_{\sin-\cos-3}^{CD}(\omega)$  представляет собой мнимую функцию. Согласно (59) ВЭС  $S_{\sin-\cos-3}^{CK}(\omega)$  применительно к комплексным (в общем случае) сигналам  $i\mu_{\sin-3}(t)$  и  $\mu_{\cos-3}(t)$  с учётом формулы связи (46) имеет вид

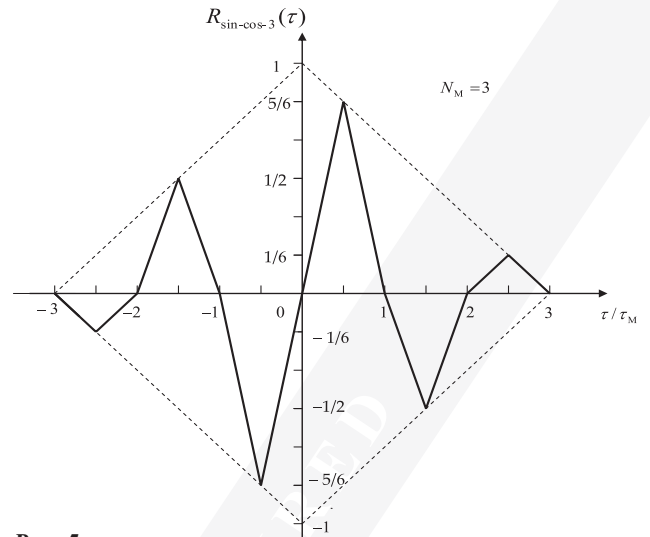


Рис. 5

$$\begin{aligned} S_{\sin-\cos-3}^{CK}(\omega) &= \\ &= \frac{2}{\tau_C} \left[ \frac{2 \sin(0.25 \omega \tau_M) \cdot \cos(1.5 \omega \tau_M)}{\cos(0.5 \omega \tau_M)} \right]^2 \cdot \sin(0.5 \omega \tau_M), \end{aligned}$$

где  $N_M = 3$ . (60)

Видно, что, ВЭС  $S_{\sin-\cos-3}^{CK}(\omega)$  – действительная функция.

Результат (60), естественно, совпадает с соответствующей формулой ВЭС из [16] (формула (45) для  $N_M = 3$ ), которая была получена другим путём (на основе спектральных функций, а не ВКФ), и тем самым дополнительно подтверждается правильность найденного соотношения (54) для ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$ .

С учётом (56) формулы (48) и (49) для КФ  $R_{\mu_{K-3}}(\tau)$  и  $R_{\mu_{K-3}^*}(\tau)$  при  $N_M = 3$  комплексного МС  $\mu_K(t)$  и комплексно-сопряженного МС  $\mu_K^*(t)$  в случае  $N_M = 3$  окончательно могут быть записаны в виде:

$$R_{\mu_{K-3}}(\tau) = R_{\Sigma-3}(\tau) + 2i R_{\sin-\cos-3}(\tau), \quad (61)$$

$$R_{\mu_{K-3}^*}(\tau) = R_{\Sigma-3}(\tau) - 2i R_{\sin-\cos-3}(\tau), \quad (62)$$

где, как следует из выражений (61) и (62), КФ  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  является чётной действительной функцией, а ВКФ  $R_{\sin-\cos-3}(\tau)$  – нечётной действительной функцией.

**В. Корреляционные функции одиночных комплексного и комплексно сопряженных меандровых символов с коэффициентом кратности  $N_M = 4$**

Выражения для КФ одиночных комплексного МС  $\mu_{K-4}(t)$  и комплексно-сопряженного МС  $\mu_{K-4}^*(t)$  согласно (20) и (21) при коэффициенте кратности  $N_M = 4$  записываются в виде:

$$R_{\mu_{K-4}}(\tau) = R_{\Sigma-4}(\tau) + i [R_{\sin-\cos-4}(\tau) - R_{\cos-\sin-4}(\tau)], \quad (63)$$

$$R_{\mu_{K-4}^*}(\tau) = R_{\Sigma-4}(\tau) - i [R_{\sin-\cos-4}(\tau) - R_{\cos-\sin-4}(\tau)], \quad (64)$$

где  $R_{\Sigma-4}(\tau)$  определяется согласно (26), причем формулы для КФ  $R_{\sin-4}(\tau)$  и  $R_{\cos-4}(\tau)$  известны и в случае  $N_M = 4$  равны [15,33]:

$$R_{\sin-4}(\tau) = \begin{cases} 1 - \frac{7|\tau|}{\tau_c} & \text{при } |\tau| \leq \tau_M; \\ \frac{5|\tau|}{\tau_c} - 2 & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ 2 - \frac{3|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 3\tau_M; \\ \frac{|\tau|}{\tau_c} - 1 & \text{при } 3\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_c; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq \tau_c; \end{cases} \quad (65)$$

$$R_{\cos-4}(\tau) = \begin{cases} 1 - \frac{9|\tau|}{\tau_c} & \text{при } |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{1}{2} - \frac{5|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -\frac{5}{2} + \frac{7|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ -1 - \frac{3|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ 3 - \frac{5|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 2,5\tau_M; \\ \frac{1}{2} - \frac{|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2,5\tau_M \leq |\tau| \leq 3\tau_M; \\ -\frac{5}{2} + \frac{3|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 3\tau_M \leq |\tau| \leq 3,5\tau_M; \\ 1 - \frac{|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 3,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_c; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq \tau_c, \end{cases} \quad (66)$$

где  $\tau_c = 4\tau_M$  ( $N_M = 4$ ).

Согласно (26) применительно к (65) и (66) получим:

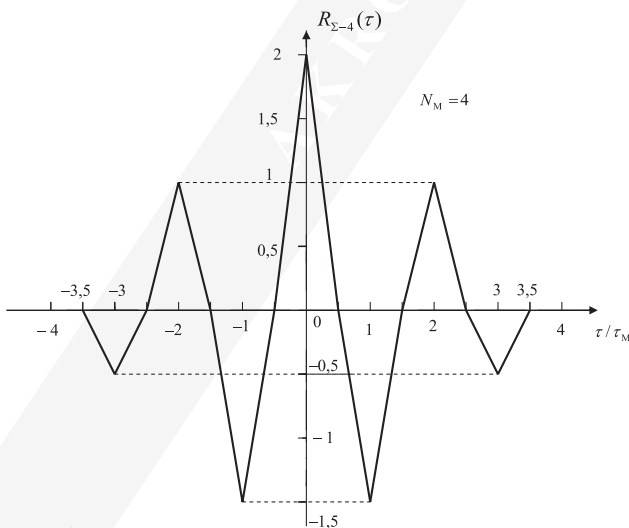


Рис. 6

$$R_{\Sigma-4}(\tau) = \begin{cases} 2 - \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{3}{2} - \frac{12|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -\frac{9}{2} + \frac{12|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ -3 + \frac{8|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ 5 - \frac{8|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 2,5\tau_M; \\ \frac{5}{2} - \frac{4|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2,5\tau_M \leq |\tau| \leq 3\tau_M; \\ -\frac{7}{2} + \frac{4|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 3\tau_M \leq |\tau| \leq 3,5\tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 1,5\tau_M, \end{cases} \quad (67)$$

где  $\tau_c = 4\tau_M$ .

График КФ  $R_{\Sigma-4}(\tau)$ , являющейся действительной частью КФ  $R_{\mu-4}(\tau)$  и  $R_{\mu^*-4}(\tau)$ , изображен на рис. 6. Из (67) и графика на рис. 6 видно, что  $R_{\Sigma-4}(\tau)$  является четной действительной функцией. Она отличается от нуля (кроме отдельных точек) на интервале  $(-3,5\tau_M < \tau < 3,5\tau_M)$ , а не  $(-4\tau_M < \tau < 4\tau_M)$ , что представляет собой ее особенность.

В соответствии с (63) и (64) мнимая часть КФ  $R_{\mu-4}(\tau)$  и  $R_{\mu^*-4}(\tau)$  представляет собой разность ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$  и  $R_{\cos-\sin-4}(\tau)$ , характеризуемых (24) и (25).

Получим аналитическое выражение ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$  на основании (24) применительно к (16) и (17) при  $N_M = 4$ . Тогда находим:

$$R_{\sin-\cos-4}(\tau) \stackrel{\Delta}{=} \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\sin-4}(t) \mu_{\cos-4}(t-\tau) dt = \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \left\{ \text{rect}_{\tau_M}[t] - \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau_M] + \text{rect}_{\tau_M}[t-2\tau_M] - \text{rect}_{\tau_M}[t-3\tau_M] \right\} \times \left\{ \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-0,5\tau_M-\tau] + \text{rect}_{\tau_M}[t-1,5\tau_M-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-2,5\tau_M-\tau] + \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-3,5\tau_M-\tau] \right\} dt. \quad (68)$$

Вычислив определенные интегралы в (68), получим, что ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$  одиночного синусного МС  $\mu_{\sin-4}(t)$  и косинусного МС  $\mu_{\cos-4}(t)$  при  $N_M = 4$  равна:

$$R_{\sin-\cos-4}(\tau) = \begin{cases} 0 & \text{при } \tau \leq -4\tau_M; \\ 1 + \frac{1}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -4\tau_M \leq \tau \leq -3,5\tau_M; \\ -\frac{3}{4} - \frac{1}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -3,5\tau_M \leq \tau \leq -3\tau_M; \\ -\frac{9}{4} - \frac{3}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -3\tau_M \leq \tau \leq -2,5\tau_M; \\ \frac{3}{2} + \frac{3}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -2,5\tau_M \leq \tau \leq -2\tau_M; \end{cases}$$



$$R_{\sin-\cos-4}(\tau) = \begin{cases} \frac{5}{2} + \frac{5}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -2\tau_M \leq \tau \leq -1,5\tau_M; \\ -\frac{5}{4} - \frac{5}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -1,5\tau_M \leq \tau \leq -\tau_M; \\ -\frac{7}{4} - \frac{7}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -\tau_M \leq \tau \leq -0,5\tau_M; \\ \frac{7}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } -0,5\tau_M \leq \tau \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{7}{4} - \frac{7}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 0,5\tau_M \leq \tau \leq \tau_M; \\ \frac{5}{4} - \frac{5}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } \tau_M \leq \tau \leq 1,5\tau_M; \\ -\frac{5}{2} + \frac{5}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 1,5\tau_M \leq \tau \leq 2\tau_M; \\ -\frac{3}{2} + \frac{3}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 2\tau_M \leq \tau \leq 2,5\tau_M; \\ \frac{9}{4} - \frac{3}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 2,5\tau_M \leq \tau \leq 3\tau_M; \\ \frac{3}{4} - \frac{1}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 3\tau_M \leq \tau \leq 3,5\tau_M; \\ -1 + \frac{1}{4} \frac{\tau}{\tau_M} & \text{при } 3,5\tau_M \leq \tau \leq 4\tau_M; \\ 0 & \text{при } \tau \geq 4\tau_M, \end{cases}$$

где  $\tau_c = 4\tau_M$  ( $N_M = 4$ ). (69)

Как видно из (69), ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$  является нечётной действительной функцией.

Соответственно для ВКФ  $R_{\cos-\sin-4}(\tau)$  действительных сигналов  $s_1(t) = \mu_{\sin-4}(t)$  и сигналов  $s_2(t) = \mu_{\cos-4}(t)$  соотношение (25) согласно (16) и (17) при  $N_M = 4$  имеет вид:

$$R_{\cos-\sin-4}(\tau) \stackrel{\Delta}{=} \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \mu_{\cos-4}(t) \mu_{\sin-4}(t-\tau) dt = \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} \left\{ \text{rect}_{0,5\tau_M}[t] - \text{rect}_{\tau_M}[t-0,5\tau_M] \right\} + \text{rect}_{\tau_M}[t-1,5\tau_M] - \text{rect}_{\tau_M}[t-2,5\tau_M] + \text{rect}_{0,5\tau_M}[t-3,5\tau_M] \left\{ \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-\tau-\tau_M] + \text{rect}_{\tau_M}[t-2\tau_M-\tau] - \text{rect}_{\tau_M}[t-3\tau_M-\tau] \right\} dt. \quad (70)$$

Вычислив интегралы в (70), находим

$$R_{\cos-\sin-4}(\tau) = -R_{\sin-\cos-4}(\tau). \quad (71)$$

График ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$  для  $N_M = 4$  представлен на рис. 7.

Изображенная на рис. 7 штриховыми линиями огибающая ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$  в верхней полуплоскости совпадает с КФ  $R_{\sin-1}(\tau)$  одиночного прямоугольного символа  $\mu_{\sin-1}(t)$  традиционной ППСП (BPSK) (10) в англоязычной литературе).

Аналитические выражения ВЭС  $S_{\sin-\cos-4}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{\sin-4}(t)$  и  $\mu_{\cos-4}(t)$  получим на основе преобразования Фурье ВКФ  $R_{\sin-\cos-4}(\tau)$ . Учитывая, что  $R_{\sin-\cos-4}(\tau) = -R_{\sin-\cos-4}(-\tau)$  на основании

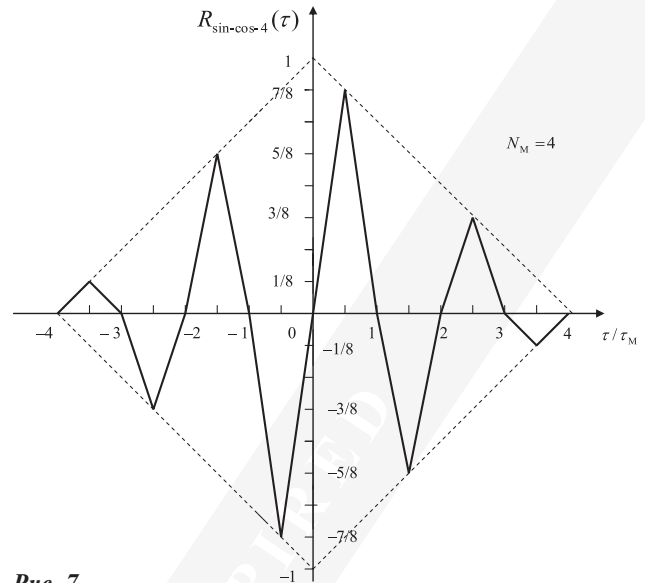


Рис. 7

(37) применительно к (69) (аналогично случаю  $N_M = 3$ ) с учетом (41) и (42) получим:

$$S_{\sin-\cos-4}(\omega) = -2i \int_0^{\infty} R_{\sin-\cos-4}(\tau) \sin \omega \tau d\tau, \quad (72)$$

$$S_{\sin-\cos-4}(\omega) = -S_{\sin-\cos-4}(\omega). \quad (73)$$

Подставив (69) в (72) и вычислив определенные интегралы, имеем

$$S_{\sin-\cos-4}(\omega) = -2i \frac{1}{4\omega^2 \tau_M} (14 \sin 0,5 \omega \tau_M - 2 \sin \omega \tau_M - 10 \sin 1,5 \omega \tau_M + 2 \sin 2 \omega \tau_M + 6 \sin 2,5 \omega \tau_M - 2 \sin 3 \omega \tau_M - 2 \sin 3,5 \omega \tau_M + \sin 4 \omega \tau_M) = -2i \frac{8 \sin 0,5 \omega \tau_M}{\omega^2 \tau_M} (1 - \cos 0,5 \omega \tau_M - 5 \cos^2 0,5 \omega \tau_M + 5 \cos^3 0,5 \omega \tau_M + 8 \cos^4 0,5 \omega \tau_M - 8 \cos^5 0,5 \omega \tau_M - 4 \cos^6 0,5 \omega \tau_M + 4 \cos^7 0,5 \omega \tau_M) = -i \frac{2}{\tau_c} \left[ \frac{2 \sin(0,25 \omega \tau_M) \cdot \sin 2 \omega \tau_M}{\cos(0,5 \omega \tau_M)} \right]^2 \sin(0,5 \omega \tau_M), \quad \text{где } N_M = 4. \quad (74)$$

Формула (74) характеризует ВЭС  $S_{\sin-\cos-4}(\omega)$  действительных сигналов  $\mu_{\sin-4}(t)$  и  $\mu_{\cos-4}(t)$  и представляет собой мнимую функцию. Используя формулу связи (44), в соответствии с (74) получим соотношение для ВЭС  $S_{\sin-\cos-4-k}(\omega)$  комплексных сигналов  $i\mu_{\sin-4}(t)$  и  $\mu_{\cos-4}(t)$ , которое имеет вид:

$$S_{\sin-\cos-4-k}(\omega) = \frac{2}{\tau_c} \left[ \frac{2 \sin(0,25 \omega \tau_M) \cdot \sin 2 \omega \tau_M}{\cos(0,5 \omega \tau_M)} \right]^2 \sin(0,5 \omega \tau_M). \quad (75)$$

Как исследовало ожидать, формула (75) совпадает с соотношением для  $S_{\sin-\cos-4-k}(\omega)$  при  $N_M = 4$ , полученным в [11] иным путем (через спектральные функции, а не КФ).

На основании (71) итоговые соотношения (63) и (64), определяющие КФ одиночных комплексного МС  $R_{\mu-4}(\tau)$  и комплексно-сопряженного МС  $R_{\mu_K^*-4}(\tau)$ , окончательно принимает вид:

$$R_{\mu_K-4}(\tau) = R_{\Sigma-4}(\tau) + 2i R_{\sin-\cos-4}(\tau), \quad (76)$$

$$R_{\mu_K^*}^{-4}(\tau) = R_{\Sigma^{-4}}(\tau) - 2i R_{\sin\text{-}\cos^{-4}}(\tau), \quad (77)$$

где  $R_{\Sigma^{-4}}(\tau)$  и  $R_{\sin\text{-}\cos^{-4}}(\tau)$  задается формулами (67) и (69).

В соотношениях (76) и (77)  $R_{\Sigma^{-4}}(\tau)$  представляет собой чётную действительную функцию, а  $R_{\sin\text{-}\cos^{-4}}(\tau)$  – нечётную действительную функцию.

### 3. Корреляционные функции одиночных символов модулирующей функции двухкомпонентного и четырёхкомпонентного полного ДКМ шумоподобных навигационных сигналов (AltВОС – сигналов)

Получим аналитические выражения КФ одиночных символов МФ двухкомпонентного (простейшего) AltВОС – сигнала  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t)$  и четырёхкомпонентного полного AltВОС – сигнала (полного AltВОС – сигнала с непостоянной огибающей)  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}4}(t)$ .

Согласно общему определению КФ применительно к одиночным символам МФ  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t)$  или  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}4}(t)$  запишем [31, 32, 34]

$$R_{\tau_C\text{-}Alt}(\tau) \overset{\Delta}{=} \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} d_{\tau_C\text{-}Alt}(t) d_{\tau_C\text{-}Alt}^*(t-\tau) dt, \quad (78)$$

где  $R_{\tau_C\text{-}Alt}(\tau)$  – КФ одиночного символа МФ  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t)$  или  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}4}(t)$  AltВОС – сигналов,  $\tau_C$  – длительность символа (элемента, чипа) МФ AltВОС – сигналов.

Заметим, что согласно (4) – (7) и (63) КФ  $R_{\tau_C\text{-}Alt}(\tau)$  является нормированной.

На основании (78) выведем формулы и построим графики КФ  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau)$  и  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}4)}(\tau)$  при значениях коэффициента кратности меандровых импульсов  $N_M = 2, 3$  и 4.

#### A. Корреляционные функции одиночного элемента модулирующей функции двухкомпонентного AltВОС-сигнала

В случае двухкомпонентного AltВОС-сигнала модулирующая функция  $d_{Alt\text{-}2}(t)$  определяется выражениями (4-7), а произвольный  $l$ -й элемент МФ  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t)$  двухкомпонентного AltВОС – сигнала характеризуется (13).

Согласно (13) и (78) с учётом (14) и (15) КФ  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t)$  двухкомпонентного AltВОС-сигнала запишем в виде [5]

$$R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau) = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t) d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}^*(t-\tau) dt = \frac{1}{\tau_C} \int_0^{\tau_C} [v_l \mu_k^*(t) + \chi_l \mu_k(t)] [v_l \mu_k(t-\tau) + \chi_l \mu_k^*(t-\tau)] dt. \quad (79)$$

В соответствии с (8) и (9) применительно к любому  $l$ -му элементу ППСП дальномерного кода  $g_l(t)$  и  $g_l^*(t)$  имеем, что выполняется равенство  $v_l^2 = \chi_l^2 = 1$ .

Кроме того, относительно РФ  $\{v_l\}$  и  $\{\chi_l\}$ , характеризуемых (12), как и ранее, полагаем, что они являются действительными стационарными и статистически взаимно независимыми случайными процессами, а коэффициенты  $v_l$  и  $\chi_l$  представляют собой взаимно

независимые случайные величины, которые принимают на каждом элементе соответствующей ППСП значение + 1 или – 1 согласно тому или иному коду. В таком случае в соотношении (79) перекрёстные члены различных компонент МФ  $d_{Alt\text{-}2}(t)$  AltВОС-сигнала при статистическом усреднении по ансамблю значений равны нулю:  $\langle v_l \chi_l \rangle = 0$ .

Следовательно, выражение (79) для КФ  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau)$  одиночного элемента МФ двухкомпонентного AltВОС-сигнала принимает вид [5]

$$R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau) = R_{\mu_K}(\tau) + R_{\mu_K^*}(\tau), \quad (80)$$

где  $R_{\mu_K}(\tau)$  и  $R_{\mu_K^*}(\tau)$  – КФ одиночных комплексного МС  $\mu_k(t)$  и комплексно-сопряжённого МС  $\mu_k^*(t)$ , характеризуемые (18) и (19). На основании (20), (21) и (26) формула (80) для КФ  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau)$  окончательно принимает вид

$$R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau) = 2R_{\Sigma}(\tau), \quad (81)$$

где согласно (26) КФ  $R_{\Sigma}(\tau) = R_{\cos}(\tau) + R_{\sin}(\tau)$ .

Заметим, что КФ  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau)$  одиночного элемента МФ двухкомпонентного AltВОС-сигнала представляет собой чётную действительную функцию аргумента  $\tau$ .

На основании (81) с учётом (32) и (52) КФ  $R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)}(\tau)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_C\text{-}Alt\text{-}2}(t)$  двухкомпонентного AltВОС-сигнала при коэффициенте кратности  $N_M = 2, 3$  и 4 соответственно равны [5]:

$$R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)\text{-}2}(\tau) = \begin{cases} 4 - \frac{16|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ 2 - \frac{8|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -6 + \frac{8|\tau|}{\tau_C} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 1,5\tau_M, \end{cases} \quad (82)$$

где  $\tau_C = 2\tau_M$  ( $N_M = 2$ )

$$R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)\text{-}3}(\tau) = \begin{cases} 4 - \frac{24|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ \frac{8}{3} - \frac{16|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -8 + \frac{16|\tau|}{\tau_C} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \\ -4 + \frac{8|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ \frac{20}{3} - \frac{8|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 2,5\tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 2,5\tau_M, \end{cases} \quad (83)$$

где  $\tau_C = 3\tau_M$  ( $N_M = 3$ ).

$$R_{\tau_C\text{-}(Alt\text{-}2)\text{-}4}(\tau) = \begin{cases} 4 - \frac{32|\tau|}{\tau_C} & \text{при } |\tau| \leq 0,5\tau_M; \\ 3 - \frac{24|\tau|}{\tau_C} & \text{при } 0,5\tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -9 + \frac{24|\tau|}{\tau_C} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5\tau_M; \end{cases}$$

$$R_{\tau_c-(Alt-2)-4}(\tau) = \begin{cases} -6 + \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 1,5\tau_M \leq |\tau| \leq 2\tau_M; \\ 10 - \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2\tau_M \leq |\tau| \leq 2,5\tau_M; \\ 5 - \frac{8|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2,5\tau_M \leq |\tau| \leq 3\tau_M; \\ -7 + \frac{8|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 3\tau_M \leq |\tau| \leq 3,5\tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 3,5\tau_M, \end{cases}$$

где  $\tau_c = 4\tau_M$  ( $N_M = 4$ ). (84)

Найдём энергетический спектр  $S_{\tau_c-(Alt-2)}(f)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_c-(Alt-2)}(t)$  двухкомпонентного AltВОС-сигнала как преобразование Фурье от КФ  $R_{\tau_c-(Alt-2)}(\tau)$ .

На основании формулы Эйлера с учётом свойства чётности КФ  $R_{\tau_c-(Alt-2)}(\tau)$  имеем

$$S_{\tau_c-(Alt-2)}(\omega) = 2 \int_0^\infty R_{\tau_c-(Alt-2)}(\tau) \cos \omega \tau d\tau. \quad (85)$$

Подставив в формулу (85) поочередно выражение (82) или (83) и проделав вычисления, которые по существу подобны выводу формул (43) и (59), получим соотношения для энергетического спектра  $S_{\tau_c-(Alt-2)}(\omega)$  одиночного символа МФ  $d_{\tau_c-(Alt-2)}(t)$  двухкомпонентного (простейшего) AltВОС – сигнала при значениях коэффициента кратности  $N_M = 2$  и 3:

$$S_{\tau_c-(Alt-2)}(f) = \begin{cases} \frac{4}{f_c} \cdot \frac{\sin^2\left(\frac{\pi f}{f_c}\right) \cdot \left[1 - \cos\left(\frac{\pi f}{2f_c}\right)\right]}{\left(\frac{\pi f}{f_c}\right)^2 \cdot \cos^2\left(\frac{\pi f}{2f_c}\right)} & \text{при } N_M = 2, \\ \frac{4}{f_c} \cdot \frac{\cos^2\left(\frac{\pi f}{f_c}\right) \cdot \left[1 - \cos\left(\frac{\pi f}{3f_c}\right)\right]}{\left(\frac{\pi f}{f_c}\right)^2 \cdot \cos^2\left(\frac{\pi f}{3f_c}\right)} & \text{при } N_M = 3, \end{cases} \quad (86)$$

где учтено, что  $f_c = 1/\tau_c$ ,  $f_m = 1/2\tau_M$ ,  $N_M = 2f_m/f_c$ ,  $\tau_c = N_M\tau_M$ ,  $\omega_m = 2\pi f_m$  и  $\omega = 2\pi f$ .

Заметим что, формула (70) совпадает с соответствующим выражением при  $N_M = 2$  и 3 из [16, 19], полученным другим методом (через спектральные функции, а не КФ).

**Б. Корреляционные функции одиночного элемента модулирующей функции четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала**

У четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала две компоненты содержат информационные сообщения, а две остальные определяют пилот-сигнал. МФ

четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала (полного AltВОС – сигнала с непостоянной огибающей) имеет вид [13, 14]

$$d_{Alt-П4}(t) = [g_{L-1}(t) \cdot \vartheta_L(t) + i g_{L-Q}(t)] r_k^*(t) + [g_{U-1}(t) \cdot \vartheta_U(t) + i g_{U-Q}(t)] r_k(t), \quad (87)$$

где  $r_k(t)$  и  $r_k^*(t)$  – комплексное и комплексно-сопряжённое МПК, определяемые (5) и (6);

$$g_{L-1}(t) = \sum_{l=0}^{L-1} \nu_l \text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c],$$

$$g_{U-1}(t) = \sum_{l=0}^{L-1} \chi_l \text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c],$$

$$g_{L-Q}(t) = \sum_{l=0}^{L-1} \nu'_l \text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c],$$

$$g_{U-Q}(t) = \sum_{l=0}^{L-1} \chi'_l \text{rect}_{\tau_c} [t - l\tau_c] \quad (88)$$

– ППСП дальномерного кода (см. (8) и (9)).

В формуле (87) и далее индекс « $l$ » означает, что рассматриваемая компонента МФ характеризует информационный сигнал и представляет собой в (86) синфазное (*in-phase*) слагаемое. Соответственно индекс « $Q$ » в (87) и далее определяет компоненту МФ, относящуюся к пилот – сигналу и являющуюся в (87) квадратурным (*quadrature*) слагаемым [6, 14].

В выражении (88) и далее (аналогично случаю простейшего AltВОС – сигнала) принимаем, что ППСП  $g_{L-1}(t)$ ,  $g_{U-1}(t)$ ,  $g_{L-Q}(t)$  и  $g_{U-Q}(t)$  – отличаются одна от другой, стационарны и статистически взаимно независимы. Все характеристики ППСП (88) такие же, что у характеристик ППСП (8) и (9).

Процессы  $\vartheta_L(t)$  и  $\vartheta_U(t)$ , входящие в (87), представляют собой двоичные последовательности посылок СИ– кода, предназначенные для передачи служебной информации (навигационного сообщения). Далее, когда это не является предметом рассмотрения и не влияет на суть дела, последовательности  $\vartheta_L(t)$  и  $\vartheta_U(t)$  не учитываются (как более медленно меняющиеся).

Как видим, МФ четырёхкомпонентного полного AltВОС – сигнала (87) трансформируется в МФ простейшего AltВОС – сигнала (4), если в (86) опустить квадратурные компоненты, характеризующие пилот – сигнал.

Одиночный элемент  $d_{\tau_c-(Alt-П4)}(t)$  МФ полного AltВОС – сигнала с непостоянной огибающей на основании (87) и (88) имеет вид

$$d_{\tau_c-(Alt-П4)}(t) = (\nu_l + i\nu'_l) \mu_k^*(t) + (\chi_l + i\chi'_l) \mu_k(t), \quad (89)$$

где  $\nu_l$ ,  $\nu'_l$ ,  $\chi_l$  и  $\chi'_l$  – кодовые коэффициенты, которые представляют собой взаимно независимые случайные величины, принимающие на любом  $l$ -м элементе каждой ППСП дальномерного кода значения +1 или –1, а одиночные комплексный и комплексно-сопряжённый МС  $\mu_k(t)$  и  $\mu_k^*(t)$  характеризуются (14) и (15).

На основании (78) и (89) с учётом (14) и (15) для КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_c-Al t-\Pi 4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала имеем [5]

$$R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau) = \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} d_{\tau_c-Al t-\Pi 4}(t) d_{\tau_c-Al t-\Pi 4}^*(t-\tau) dt = \frac{1}{\tau_c} \int_0^{\tau_c} [(v_l + i v'_l) \mu_k^*(t) + (\chi_l + i \chi'_l) \mu_k(t)] \times [(v_l - i v'_l) \mu_k(t-\tau) + (\chi_l - i \chi'_l) \mu_k^*(t-\tau)] dt. \quad (90)$$

При вычислении КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau)$  одиночного элемента МФ четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала (по аналогии с вычислением КФ  $R_{\tau_c-(Al t-2)}(\tau)$ ) относительно РФ  $\{v_l, \{v'_l\}, \{\chi_l\}$  и  $\{\chi'_l\}$ , определяемых на основе (88) и (89), как и ранее, полагаем, что они являются действительными стационарными и статистически взаимно независимыми случайными процессами, а кодовые коэффициенты  $v_l, v'_l, \chi_l$  и  $\chi'_l$  представляют собой взаимно независимые случайные величины, которые принимают на каждом элементе соответствующей ППСП значение + 1 или - 1 согласно тому или иному коду. При этом допущении в (74) для перекрёстных членов различных компонент МФ  $d_{\tau_c-Al t-\Pi 4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала с учётом статистического усреднения по ансамблю значений получим:  $\langle (v_l + i v'_l)(\chi_l - i \chi'_l) \rangle = \langle (\chi_l + i \chi'_l)(v_l - i v'_l) \rangle = 0$ .

Тогда выражение (74) принимает вид

$$R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau) = 2 [R_{\mu_k}(\tau) + R_{\mu_k^*}(\tau)], \quad (91)$$

где  $R_{\mu_k}(\tau)$  – КФ одиночного комплексного МС  $\mu_k(t)$  и  $R_{\mu_k^*}(\tau)$  – КФ одиночного комплексно-сопряжённого МС  $\mu_k^*(t)$ , характеризуемые соответственно (18) и (19). Кроме того, при получении (91) учтено, что  $v_l^2 = \chi_l^2 = (v'_l)^2 = (\chi'_l)^2 = 1$ .

На основании (20) и (21) формула (91) для КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau)$  одиночного элемента МФ четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала окончательно принимает вид

$$R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau) = 2R_{\tau_c-(Al t-2)}(\tau) = 4R_{\Sigma}(\tau), \quad (92)$$

где согласно (26) КФ  $R_{\Sigma}(\tau) = R_{\cos}(\tau) + R_{\sin}(\tau)$ .

В соответствии с формулой (92) КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_c-Al t-\Pi 4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала применительно к (32) и (52) при коэффициенте кратности  $N_M = 2, 3$  и 4 характеризуются следующими аналитическими выражениями [5]:

$$R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-2}(\tau) = \begin{cases} 8 - \frac{32|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq 0,5 \tau_M; \\ 4 - \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5 \tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -12 + \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5 \tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 1,5 \tau_M, \end{cases} \quad \text{где } \tau_c = 2\tau_M (N_M = 2); \quad (93)$$

$$R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-3}(\tau) = \begin{cases} 8 - \frac{48|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0 \leq |\tau| \leq 0,5 \tau_M; \\ \frac{16}{3} - \frac{32|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5 \tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -16 + \frac{32|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5 \tau_M; \\ -8 + \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 1,5 \tau_M \leq |\tau| \leq 2 \tau_M; \\ \frac{40}{3} - \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2 \tau_M \leq |\tau| \leq 2,5 \tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 2,5 \tau_M, \end{cases}$$

где  $\tau_c = 3\tau_M (N_M = 3)$ . (94)

$$R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-4}(\tau) = \begin{cases} 8 - \frac{64|\tau|}{\tau_c} & \text{при } |\tau| \leq 0,5 \tau_M; \\ 6 - \frac{48|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 0,5 \tau_M \leq |\tau| \leq \tau_M; \\ -18 + \frac{48|\tau|}{\tau_c} & \text{при } \tau_M \leq |\tau| \leq 1,5 \tau_M; \\ -12 + \frac{32|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 1,5 \tau_M \leq |\tau| \leq 2 \tau_M; \\ 20 - \frac{32|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2 \tau_M \leq |\tau| \leq 2,5 \tau_M; \\ 10 - \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 2,5 \tau_M \leq |\tau| \leq 3 \tau_M; \\ -14 + \frac{16|\tau|}{\tau_c} & \text{при } 3 \tau_M \leq |\tau| \leq 3,5 \tau_M; \\ 0 & \text{при } |\tau| \geq 3,5 \tau_M, \end{cases} \quad \text{где } \tau_c = 4\tau_M (N_M = 4). \quad (95)$$

Отметим, что КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)}(\tau)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_c-Al t-\Pi 4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала в соответствии с (93), (94) и (95) представляет собой чётную действительную функцию аргумента  $\tau$ .

Графики КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-2}(\tau)$ ,  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-3}(\tau)$ , и  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-4}(\tau)$ , выполненные согласно (93), (94) и (95), представлены сплошными линиями на рис. 8 ( $N_M = 2$ ), рис. 9 ( $N_M = 3$ ) и рис. 10 ( $N_M = 4$ ). Штриховыми линиями на рис. 8, рис. 9 и рис. 10 изображены графики КФ  $R_{\tau_c-(Al t-2)-2}(\tau)$ ,  $R_{\tau_c-(Al t-2)-3}(\tau)$  и  $R_{\tau_c-(Al t-2)-4}(\tau)$ , построенные на основании (83) – (85), соответственно для  $N_M = 2, N_M = 3$  и  $N_M = 4$ . Штрих – пунктирные линии на рис. 8 (для  $N_M = 2$ ), рис. 9 (для  $N_M = 3$ ) и рис. 10 ( $N_M = 4$ ) характеризуют графики КФ  $R_{\Sigma-2}(\tau)$ ,  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  и  $R_{\Sigma-4}(\tau)$ , полученные согласно (32), (52), (67).

Как видно, КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-3}(\tau)$ ,  $R_{\tau_c-(Al t-2)-3}(\tau)$  и  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  (также как и соответствующие КФ при других значениях коэффициента кратности  $N_M$ ) являются многопиковыми, у которых точки соседних экстремумов соединены отрезками прямых линий. Значения КФ  $R_{\tau_c-(Al t-\Pi 4)-3}(\tau)$ ,  $R_{\tau_c-(Al t-2)-3}(\tau)$  и  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  в точках экстремумов сведены в таблицу.



Таблица

| $\tau/\tau_M$                    | -2,5 | -2,0           | -1,5 | -1,0            | -0,5 | 0 | 0,5 | 1,0             | 1,5 | 2,0            | 2,5 |
|----------------------------------|------|----------------|------|-----------------|------|---|-----|-----------------|-----|----------------|-----|
| $R_{\Sigma-3}(\tau)$             | 0    | $\frac{2}{3}$  | 0    | $-1\frac{1}{3}$ | 0    | 2 | 0   | $-1\frac{1}{3}$ | 0   | $\frac{2}{3}$  | 0   |
| $R_{\tau_c-(Alt-2)-3}(\tau)$     | 0    | $1\frac{1}{3}$ | 0    | $-2\frac{2}{3}$ | 0    | 4 | 0   | $-2\frac{2}{3}$ | 0   | $1\frac{1}{3}$ | 0   |
| $R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau)$ | 0    | $2\frac{2}{3}$ | 0    | $-5\frac{1}{3}$ | 0    | 8 | 0   | $-5\frac{1}{3}$ | 0   | $2\frac{2}{3}$ | 0   |

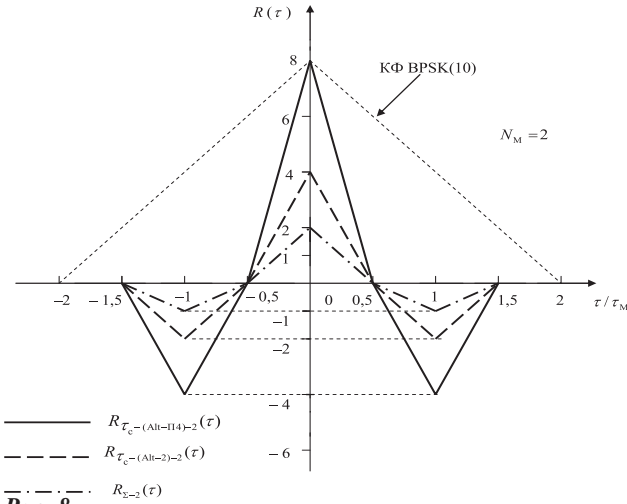


Рис. 8

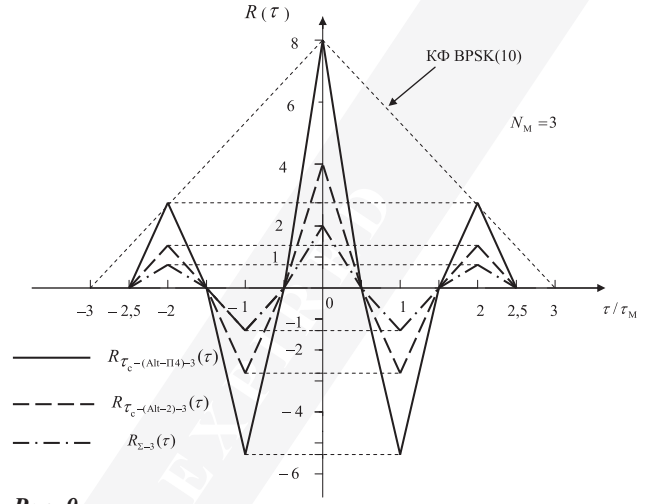


Рис. 9

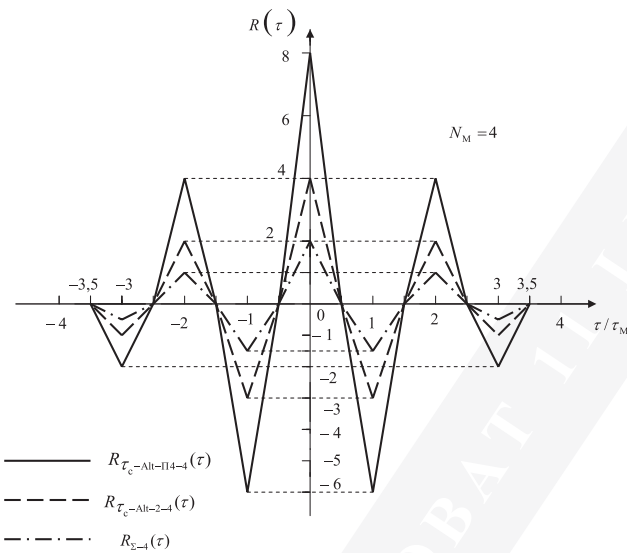


Рис. 10

При вычислении КФ  $R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau)$ ,  $R_{\tau_c-(Alt-2)-3}(\tau)$  и  $R_{\Sigma-3}(\tau)$  (а также при вычислении КФ и для других значений  $N_M$ ) было принято, что амплитуды ППСП  $g(t)$  и амплитуды МПК  $r_x(t)$  равны 1, поэтому полученные выражения характеризуют нормированные корреляционные функции и энергетические спектры. Иногда при рассмотрении AltВОС-сигналов удобно такие КФ дополнительно нормировать по отношению к общему числу составляющих во всех компонентах AltВОС-сигналов, в таком случае выполняется равенство  $R(\tau=0) = 1$ , где  $R(\tau)$  – анализируемая дополнительно нормированная КФ.

Заметим, что график КФ  $R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau)$  на рис. 9 (для  $N_M = 3$ ), как и следовало ожидать, совпадает с соответствующими графиками из [21, 22], причём в которых какие-либо аналитические выражения для КФ AltВОС-сигналов не приводятся.

По аналогии с простейшим AltВОС-сигналом получим энергетический спектр  $S_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\omega)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_c-Alt-\Pi_4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала как преобразование Фурье КФ  $R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau)$ .

С учётом свойства чётности КФ  $R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau)$  на основании формулы Эйлера подобно (84) запишем

$$S_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\omega) = 2 \int_0^{\infty} R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau) \cos \omega \tau d\tau. \quad (96)$$

Подставив в выражение (96) формулу (94) и проделав вычисления, которые по существу подобны выводу соотношения (59), находим, что энергетический спектр  $S_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(f)$  одиночного элемента МФ  $d_{\tau_c-Alt-\Pi_4}(t)$  четырёхкомпонентного полного AltВОС-сигнала при значении коэффициента кратности  $N_M=3$  принимает вид

$$S_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(f) = \frac{8}{f_c} \cdot \frac{\cos^2\left(\frac{\pi f}{f_c}\right) \cdot \left[1 - \cos\left(\frac{\pi f}{3f_c}\right)\right]}{\left(\frac{\pi f}{f_c}\right)^2 \cdot \cos^2\left(\frac{\pi f}{3f_c}\right)} \quad (97)$$

при  $N_M = 3$ ,

где учтено, что  $f_c = \frac{1}{\tau_c}$ ,  $f_M = \frac{1}{2\tau_M}$ ,  $N_M = 2f_M/f_c$ ;

$$\tau_c = N_M \tau_M, \quad \omega_M = 2\pi f_M \text{ и } \omega = 2\pi f.$$

Как и следовало предположить, формула (97) совпадает с соответствующим выражением при  $N_M=3$  из [16, 19], полученным иным способом (через спектральные функции, а не КФ), и тем самым дополнительно подтверждается правильность выведенного соотношения в работе для КФ  $R_{\tau_c-(Alt-\Pi_4)-3}(\tau)$ .

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Знание аналитических выражений и графиков многопиковых КФ элементов МФ AltBOC-сигналов в принципе позволяет для СРНС грядущего поколения количественно рассчитать потенциальные характеристики точности слежения за последовательностями дальномерного кода и оценить разрешающую способность сигналов в условиях многолучёвости.

Применительно к AltBOC-сигналам на этой же основе удаётся осознанно преодолевать трудности при разработке навигационной аппаратуры потребителей, которая обеспечивала бы, по возможности, однозначное слежение за основным пиком КФ и минимизировала бы вероятность захвата её боковых (ложных) пиков.

Для полученных аналитических выражений КФ и ВКФ были рассчитаны энергетические спектры

$S(\omega)$  как соответствующие преобразования Фурье. Вычисленные таким образом энергетические спектры  $S(\omega)$  совпадают с их выражениями, полученными (в том числе и другими авторами) иным способом (через спектральные функции, а не КФ), и тем самым дополнительно подтверждается правильность выведенных формул для КФ и ВКФ.

Естественно, что рассмотрение свойств и особенностей КФ одиночных элементов МФ AltBOC-сигналов не исчерпывает анализ их МФ в целом и, тем более, не охватывает исследование корреляционных характеристик самих шумоподобных AltBOC – сигналов. Однако связь КФ одиночных элементов МФ и КФ самих сигналов по своему существу известна.

## ЛИТЕРАТУРА

- Ries L., Lestarquit L., Erhard P. et al. A Software Simulation Tool for GNSS 2 BOC – signals Analysis.— Proceedings of the Institute of Navigation Global Positioning System Meeting (ION GPS 2002). Portland, USA. 24–27 Sep. 2002. P. 2225.
- Hein G. W., Godet J., Issler J.-L. et al. Status of Galileo Frequency and Signal Design.— Proc. Institute of Navigation Global Positioning System Meeting (ION GPS 2002). Portland, USA. 24–27 Sep. P. 266.
- Grace Xingxin GAO for Mingquan LU (Stanford University//Tsinghua University) //Status of Compass Development.— Stanford PNT Symposium. 2010.11.09. CD ROM.
- Lohan E.-S., Lakhzouri A., Renfors M. Complex Double-binary-offset-carrier Modulation for a Unitary Characterization of Galileo and GPS Signals.— Institution of Electrical Engineers (IEE) Proceedings on Radar, Sonar and Navigation. Stevenage, UK. Vol.153. October 2006, № 5, P.403.
- Ярлыков М. С. Корреляционные функции одиночных элементов модулирующих функций двойных комплексных меандровых шумоподобных навигационных сигналов (AltBOC-сигналов) //Радиотехника и электроника.— 2013, том 58.— № 12.— С.1220.
- European GNSS (Galileo) Open Service Signal In Space Interface Control Document (OS SIS ICD, Issue 1.1. Revision 1, En, European Space Agency, September 2010.
- Galileo-IOV PFM, FM2, FM3, FM4, Gunter's Space Page. [http://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/galileo-iov.html](http://space.skyrocket.de/doc_sdat/galileo-iov.html)
- ESA Achieves First Galileo-Only 3D Position Fix, Inside GNSS News, March/April, 2013 issue. <http://www.insidegnss.com/node/3449>
- Ярлыков М. С. Меандровые радиосигналы (BOC – сигналы) в спутниковых радионавигационных системах нового поколения //Новости навигации.— 2007.— № 3.— С. 12.
- [http://scpnt.stanford.edu/pnt/PNT10/presentation\\_slides/7-PNT\\_Symposium\\_LUandGao.pdf](http://scpnt.stanford.edu/pnt/PNT10/presentation_slides/7-PNT_Symposium_LUandGao.pdf)
- BeiDou Navigation Satellite System. Signal in Space. Interface Control Document. Open Service Signal B1I (Version1.0). China Satellite Navigation Office. December 2012.
- Ярлыков М. С. Комплексные меандровые псевдослучайные последовательности и AltBOC – модуляция в спутниковых радионавигационных системах нового поколения //РЭ.— 2011. Т.56.— № 2.— С. 191.
- Rebeyrol E., Julien O., Macabiau Ch. et al. Galileo Civil Signal Modulations.— GPS Solutions. 2007. V. 11. №3. P. 159.
- Ярлыков М. С. Полные AltBOC – сигналы с постоянной и постоянной огибающей для спутниковых радионавигационных систем нового поколения //РЭ.— 2012. Т.57.— № 6.— С.656.
- Ярлыков М. С. Характеристики меандровых сигналов (BOC– сигналов) в спутниковых радионавигационных системах нового поколения //Радиотехника.— 2008.— № 8.— С. 61.
- Ярлыков М. С. Спектральные характеристики навигационных AltBOC – сигналов //РЭ.—2012. Т.57.— № 8.— С. 866.
- Gao G. X., Akos D. M., Walter T., Enge P. GIOVE – B on the Air. Understanding Galileo's New Signals.— Inside GNSS. 2008. V.3. № 4. P. 34.
- Rebeyrol E., Macabiau Ch., Lestarquit L. et al. BOC Power Spectrum Densities.— Proc. Institute of Navigation National Technical Meeting (ION – NTM 2005). San Diego. 24–26 Jan., 2005. Fairfax: ION, 2005. P.769.
- Ярлыков М. С. Энергетические спектры одиночного периода модулирующей функции перспективных навигационных AltBOC-сигналов //Радиотехника.— 2012.— № 10.— С. 21.
- Ярлыков М. С., Скогорев К. К. Навигационные AltBOC-сигналы и их спектры //Новости навигации.— 2012.— № 4.— С. 15.
- Tawk Y., et al. Performance Comparison of Different Correlation Techniques for the AltBOC Modulation in Multipath Environments.— Proceedings of the IEEE

- International Conference on Communications (ICC)2010 – General Symposium on Selected Areas on Communications, Cape Town, South Africa, May 23–27, 2010. p. 2606.
22. Sleewaegen Jean-Marie, Wim De Wilde, Hollreiser M. Galileo AltBOC Receiver.– Proceedings of the European Navigation Conference GNSS 2004, May 16–19, 2004, Rotterdam, Holland. CD ROM.
  23. Nagaraj C Shivaramaiah, Andrew G Dempster. //A novel Extended Tracking Range DLL for AltBOC Signals.– Proceedings of the 70th IEEE Vehicular Technology Conference (VTC Fall 2009), 20–23 September 2009, Anchorage, Alaska, USA. CD ROM.
  24. Shivaramaiah N. C., Dempster A. G. The Galileo E5 AltBOC: Understanding the Signal Structure.– Proceedings of the International Global Navigation Satellite Systems Society (IGNSS) Symposium, 1–3 December, 2009, Gold Coast, Australia. CD ROM.
  25. Шебшаевич В. С., Дмитриев П. П., Иванцевич Н. В. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы.– М.: Радио и связь, 1993.
  26. Betz J. W. The Offset Carrier Modulation for GPS Modernization. //Proceeding of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation (ION – NTM'99). January 1999. P.639.
  27. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория систем автоматического регулирования.– М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. литературы, 1975.
  28. Каганов В. И. Радиотехнические цепи и сигналы.– М.: ФОРУМ: ИНФРА, 2005.
  29. Ярлыков М. С. Меандровые шумоподобные сигналы (ВОС – сигналы) в новых спутниковых радионавигационных системах //Радиотехника.– 2007.– № 8.– С. 3.
  30. Ярлыков М. С. Косинусные меандровые шумоподобные сигналы (CosВОС – сигналы) в спутниковых радионавигационных системах нового поколения //Радиотехника.– 2009.– № 7.– С. 20.
  31. Варакин Л. Е. Теория сложных сигналов.– М.: Сов. радио, 1970.
  32. Стеценко О. А. Радиотехнические цепи и сигналы.– М.: Высшая школа, 2007.
  33. Ярлыков М. С. Статистические характеристики навигационных косинусных меандровых шумоподобных сигналов (cosВОС-сигналов) //РЭ.– 2010. Т.55. – № 9.– С. 1056.
  34. Ярлыков М. С. Корреляционные функции одиночных символов меандровых сигналов в спутниковых радионавигационных системах нового поколения //РЭ.– 2009. Т.54.– № 8.– С. 960.
  35. Стеценко О. А. Корреляционные характеристики навигационных меандровых шумоподобных сигналов (ВОС-сигналов) //Радиотехника.– 2011.– № 2.– С. 4.



УДК 625.7.018.7.05

# ТЕХНОЛОГИЯ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ЛИНС-100РС НА ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ МиГ-29УБ

*Е. Г. Харин, В. А. Копелович,  
И. А. Копылов, Е. В. Клабуков, В. Б. Ильин, А. Ю. Макарова<sup>1</sup>,  
А. В. Требухов, С. В. Ларионов, В. П. Голиков, Д. А. Меркушов<sup>2</sup>*

*Изложены результаты летных испытаний перспективной интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы ЛИНС-100РС на маневренной летающей лаборатории. Система предназначена для высокоточного определения навигационных параметров высокоманевренного летательного аппарата. Проводится анализ характеристик ЛИНС-100РС по материалам одного из полетов. Исследуется поведение системы после перезапуска в воздухе.*

**Ключевые слова:** *интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система, измерения, летные испытания, КБТИ, перезапуск, характеристики, оценивание.*

## FLIGHT TEST TECHNOLOGY AND ANALYSIS OF LINS-100RS INTEGRATED INERTIAL SATELLITE NAVIGATION SYSTEM CHARACTERISTICS ON BOARD THE MiG-29UB FLIGHT TEST LABORATORY

*E. G. Kharin, V. A. Kopelovich, I. A. Kopylov, E. V. Klobukov, V. B. Ilyin, A. Yu. Makarova,  
A. V. Trebukhov, S. V. Larionob, V. P. Golikov, D. A. Merkushov*

*The paper presents the outcome of flight tests of an advanced integrated inertial-satellite navigation system LINS-100RS on board a high-maneuvre flying test laboratory. The system is designed for precise navigation parameter determination of a high-maneuvre craft. The LINS-100RS characteristics are analyzed based on one flight logging. The system behavior is investigated after a reset in air.*

**Key Words:** *integrated inertial satellite navigation system, measurements, flight tests, on-board trajectory measurement complex, reset, characteristics, evaluation*

### ВВЕДЕНИЕ

В 2012–2013 гг. в ОАО «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова» проводились летные испытания интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы ЛИНС-100РС на маневренной летающей лаборатории МиГ-29УБ. ЛИНС-100РС – это совместная разработка российской ЗАО «ИТТ» и французской «SAGEM Defense Security» компаний, предназначенная для высокоточного определения навигационных параметров высокоманевренных летательных аппаратов на протяжении длительных полетов [1]: Система включает в себя цифровые кольцевые лазерные гироскопы GLS32, маятниковые акселерометры А600, спутниковый приемник GPS/ГЛОНАСС. Система должна обладать высокими характеристиками по точности в инерциальном режиме (погрешность координат не должна нарастать более

1,85 км за 1 час), соответствовать точности приемника спутниковой навигационной системы (СНС) при формировании гибридного решения. Среди возможностей системы ЛИНС-100РС – перезапуск системы в полете. После перезапуска характеристики выдаваемых системой параметров не должны ухудшаться.

Осуществить проверку соответствия системы заданным на нее требованиям возможно в летных испытаниях. ЛИНС-100РС была установлена на летающую лабораторию МиГ-29УБ. Проработаны методические и технологические вопросы наземных и летных испытаний, подготовлено программно-математическое обеспечение обработки и анализа материалов летных испытаний [2].

В данной статье приведены основные результаты анализа характеристик интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы

<sup>1</sup> Харин Евгений Григорьевич – начальник отделения, профессор, доктор технич. наук, E-mail: nio9@iit.ru, Копелович Владимир Абович – начальник лаборатории, Копылов Игорь Анатольевич – заместитель начальника отделения, доктор технич. наук, E-mail: igirada@mail.ru, Клабуков Евгений Васильевич – начальник сектора, Ильин Виктор Борисович – ведущий инженер, Макарова Алла Юрьевна – ведущий инженер. Все из ГНЦ РФ ОАО «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова». Россия, г. Жуковский Московской области.

<sup>2</sup> Требухов Андрей Викторович – генеральный директор, Ларионов Сергей Викторович – руководитель отдела, Голиков Валерий Петрович – руководитель отдела, Меркушов Дмитрий Анатольевич – ведущий инженер.

Все из ЗАО «Инерциальные технологии «Технокомплекса». Россия, г. Раменское Московской области.



ЛИНС-100РС по материалам летных испытаний на летающей лаборатории. Проводится анализ навигационных параметров системы после ее перезапуска в полете.

### Особенности системы ЛИНС-100РС, требуемые технические характеристики

При проектировании и создании системы ЛИНС-100РС с целью достижения высокой точности в течение всего полета маневренного летательного аппарата (ЛА) был решен ряд проблем. Разработаны модели погрешностей датчиков, алгоритмы температурной калибровки и компенсации в большом диапазоне температур. Вследствие этого разработчиками заявляется высокая точность навигационного решения во всем температурном диапазоне от  $-40$  до  $+60^\circ\text{C}$ . С целью снижения влияния механических вибрационных воздействий на точность выдаваемых навигационных параметров были разработаны механические амортизаторы и алгоритмы численного интегрирования высокой частоты.

Навигационная точность в длительных полетах определяется в основном точностью выставки и постоянными составляющими дрейфов гироскопов. Выставка состоит из двух этапов – горизонтирования и гирокомпасирования. При горизонтировании в ЛИНС-100РС точное определение углов «вертикали» осуществляется при помощи оптимального фильтра Калмана и высокоточных акселерометров. При гирокомпасировании в ЛИНС-100РС высокая точность определения угла курса достигается с помощью оптимального фильтра Калмана и высокоточных гироскопов.

Высокодинамичные маневры самолета (бочка, змейка, петля, боевое маневрирование и др.) выполняются на больших угловых скоростях, что приводит к угловой погрешности из-за неортогональности осей гироскопов и акселерометров – углового сдвига между точными физическими осями датчиков и опорным математическим трехгранником, используемым для навигационных вычислений. Вследствие этого возникают дополнительные погрешности в определении ориентации и скорости после интегрирования. В системе ЛИНС-100РС производится минимизация остаточных перекосов осей гироскопов после калибровки.

Для летательных аппаратов пятого поколения должна обеспечиваться не только точность навигации, но также должны быть предусмотрены контроль управления полетом, информация для управления и захода на посадку. Система ЛИНС-100РС соответствует всем этим требованиям, благодаря специализированной конструкции и специфическим алгоритмам.

Фильтр Калмана используется для объединения преимуществ СНС и инерциального решения. Благодаря комплексной обработке сигналов инерциальных датчиков и приемника СНС точность, достигаемая гибридным навигационным решением, соответствует точности навигационных параметров СНС. Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система ЛИНС-100РС определяет пилотажные и навигационные параметры в трех режимах работы, выполняемых одновременно:

- инерциальном, на основе данных инерциального измерительного блока и данных системы воздушных сигналов (СВС) о барометрической высоте;
- спутниковом, с использованием встроенного приемника СНС;
- гибридном инерциально-спутниковом, который комплексирует инерциальные данные с данными приемника СНС.

Система выдает в бортовое оборудование ЛА следующую информацию:

- углы положения в пространстве, истинный и магнитный курс;
- географические координаты и высоту;
- составляющие скорости;
- составляющие угловой скорости и линейного ускорения.

Навигационная информация выдается и принимается системой в связанной с Землей геодезической системе координат СК-42, или СК-95, или WGS-84. В системе предусмотрены следующие режимы функционирования: выставка, навигация, курсоверткаль, тест-контроль, юстировка.

#### Требуемые характеристики

Погрешности системы ( $2\sigma$ ) в определении и выдаче параметров в автономном режиме не превышают значений, указанных в табл. 1.

Таблица 1.

ТРЕБУЕМЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАРАМЕТРОВ В АВТОНОМНОМ РЕЖИМЕ.

| Наименование параметра                              | Диапазон измерения параметра.     | Погрешность ( $2\sigma$ )                     |   |
|---|-----------------------------------|---|---|
|   |                                   | Вид выставки                                  |   |
|   |                                   | Гирокомпасирование                            | Введенный курс или запомненный курс или прерванное гирокомпасирование |
| Географические широта $\varphi$ и долгота $\lambda$ | $\pm 90^\circ$<br>$\pm 180^\circ$ | 1,85 км                                       | 3,7 км  |
|   |                                   | В среднем за каждый час полета, не более 12 ч |   |
| Курс истинный $\psi_i$                              | от 0 до $360^\circ$               | $(0,1+0,015 \cdot T)^\circ$                   | $(0,2+0,025 \cdot T)^\circ$   |
| Угол тангажа $\nu$                                  | $\pm 90^\circ$                    | 0,1°  |   |
| Угол крена $\gamma$                                 | $\pm 180^\circ$                   | 0,1°  |   |
| Вертикальная составляющая скорости $V_H$            | 166,5 м/с                         | $(0,3+0,01 \cdot V_T)$ м/с                    |   |
| Составляющие скорости $V_N, V_E$                    | $\pm 2108$ м/с                    | 1,0 м/с                                       | 3,3 м/с   |

Требования по точности автономной выставки система обеспечивает на географических широтах  $\pm 70^\circ$ , а на широтах от  $\pm 70^\circ$  до  $\pm 80^\circ$  на каждый градус широты погрешность определения скорости увеличивается на 0,3 м/с, погрешность определения координат увеличивается на 1,2 км за 1 ч полета.

Время подготовки системы в наземных условиях не должно превышать:

- 5 мин в режиме автономной выставки с гироскопированием;
  - 3 мин в режиме выставки с прерванным гироскопированием;
  - 1 угл. мин в режиме выставки по запомненному курсу;
  - 1 угл. мин в режиме выставки по введенному курсу.
- При повторной выставке в воздухе время подготовки системы ограничивается:

- 10 мин с работающим приемником СНС;
- 4 мин по информации от исправной системы.

Время непрерывной работы системы – не менее 12 ч во всем диапазоне изменения рабочей температуры с перерывом для последующей работы не более 30 мин.

- Система должна обеспечивать свои характеристики в следующих условиях эксплуатации:

|   |                       |
|---|-----------------------|
| – географическая широта                                   | $\pm 90^\circ$ ;      |
| – географическая долгота                                  | $\pm 180^\circ$ ;     |
| – высота полета рабочая, не более                         | 22000 м;              |
| – высота полета предельная, не более                      | 28000 м;              |
| – путевая скорость полета, не более                       | 620 м/с;              |
| – вертикальная скорость полета максимальная               | 400 м/с;              |
| – углы крена  | $\pm 180^\circ$ ;     |
| – углы тангажа  | $\pm 90^\circ$ ;      |
| – угловые скорости предельные по каждой из осей, не более | 400 град/с;           |
| – перегрузки рабочие по продольной оси                    | $\pm 5g$ ;            |
| – перегрузки рабочие по поперечной оси                    | $\pm 1,5g$ ;          |
| – перегрузки рабочие по вертикальной оси                  | от минус 4 до $+9g$ ; |
| – перегрузки предельные по вертикальной оси, не более     | 12g.                  |

### Внешние связи

Информационное взаимодействие с внешними системами осуществляется через канал информационного обмена с резервированием, удовлетворяющим требованиям ГОСТ Р 52070-2003, четыре выходных и шесть входных цифровых канала обмена по ГОСТ 18977-79 и РТМ 1495-75 (изм. 2). Управление системой выполняется по интерфейсу МКИО от одной из двух бортовых цифровых вычислительных машин, любая из которых может быть контроллером канала.

### Методические указания по проведению летных испытаний системы ЛИНС-100РС

Определение основных технических характеристик инерциального, спутникового и инерциально-спутникового режимов работы системы ЛИНС-100РС

и оценка их на соответствие требованиям технического задания (ТЗ) производились на летающей лаборатории МиГ-29УБ.

Юстировка бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на борту объекта заключалась в определении и вводе в систему следующих корректирующих параметров:

- трех углов ориентации монтажной рамы относительно строительных осей самолета по углам крена, тангажа и курса;
- трех проекций смещения спутниковой антенны относительно моноблока БИНС на оси самолета.

В качестве системы бортовых измерений применялся комплекс бортовых траекторных измерений КБТИ, который является многофункциональным устройством обеспечения летных испытаний, предназначенным для оценки характеристик летательных аппаратов и их оборудования [3].

При проведении летных испытаний системы ЛИНС-100РС КБТИ решает следующие задачи:

- сбор и регистрация параметров системы;
- определение при послеполетной обработке действительных значений траекторных параметров ЛА;
- синхронизация параметров системы ЛИНС-100РС и траекторных параметров ЛА;
- экспресс-оценка работоспособности системы;
- подготовка необходимых материалов для анализа и оценки точностных характеристик системы ЛИНС-100РС.

КБТИ обеспечивает регистрацию параметров бортового оборудования без ограничений по дальности, путевой скорости, вертикальной скорости, высоте, перегрузке, углам крена, курса, тангажа.

В качестве рабочего средства измерений КБТИ прошел метрологическую аттестацию в соответствии с согласованной методикой как нестандартизованное метрологическое средство. Траекторные параметры формируются на основе дифференциального режима СНС и комплексной обработки информации СНС и БИНС.

Погрешности (на уровне оценок  $|M| + 2\sigma$  для  $P = 0,95$ ) определения параметров местоположения ЛА в результате комплексной обработки информации БИНС и приемника СНС, работающего в стандартном и дифференциальном режимах, приведены в табл. 2.

После посадки полетная информация, зарегистрированная КБТИ, переписывается на магнитный носитель и переносится на персональный компьютер для последующей вторичной обработки материалов летных испытаний.

Информация в полете регистрируется с частотой 1 Гц. При выполнении отдельных специальных режимов полета с большими угловыми скоростями частота регистрации быстроменяющихся параметров (углов  $\psi_u, \gamma, v$ , угловых скоростей  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , ускорений  $a_x, a_y, a_z$ ) и  $V_N, V_E, V_H$  автоматически увеличивается до 100 Гц.

При проведении летных испытаний выполняются следующие работы:

Таблица 2.

**ПОГРЕШНОСТИ КБТИ В ОПРЕДЕЛЕНИИ ТРАЕКТОРНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛА**

| Параметр  | Погрешность (на уровне оценок $ M  + 2\sigma$ для $P = 0,95$ ) |                |                   |
|---|--|----------------|-------------------|
|   | Кодовый режим.   | Фазовый режим. | Стандартный режим |
| Географические координаты $\varphi, \lambda, H$ (м) | 3–5  | 0,7            | 15                |
| Составляющие скорости $V_N, V_E, V_H$ (м/с)         | 0,1  | 0,05           | 0,3               |
| Истинный курс (угл. мин)                            | 5  | 5              | 5                 |
| Синхронизация параметров (с)                        | 0,003  | 0,001          | 0,003             |

- проверяется выполнение предусмотренных для производства полета функций (функционирование);
- оцениваются погрешности по географическим координатам, составляющим вектора скорости, истинному курсу, крену, тангажу инерциального канала системы;
- оцениваются погрешности системы по географическим координатам, составляющим вектора скорости по сигналам ГЛОНАСС/GPS и их модификаций при отдельном и совместном использовании;
- оцениваются погрешности системы по географическим координатам, составляющим вектора скорости при совместной обработке информации ИНС и СНС.

Функционирование системы оценивается летчиком при выполнении действий, предусмотренных руководством по летной эксплуатации при работе во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации, в том числе с предельно допустимыми эксплуатационными ограничениями.

Для проверки функции выдачи пилотажно-навигационной информации потребителям при неограниченном изменении крена, тангажа, курса с предельно допустимыми для самолета МиГ-29УБ эксплуатационными угловыми скоростями, линейными ускорениями, перегрузками выполняются следующие режимы полета и фигуры сложного пилотажа:

- левые и правые виражи на крейсерской скорости с креном до  $60^\circ$ , в том числе с предельно допустимой эксплуатационной перегрузкой  $n_x$ ;
- левые и правые бочки с предельно допустимыми эксплуатационными угловыми скоростями  $\omega_x$ ;
- петля, полупетля, косая петля, боевой разворот с предельно допустимыми эксплуатационными линейными перегрузками.

Функция выдачи угловой информации на индикаторы оценивается летчиком качественно. Количественные оценки проводятся в наземных условиях путем расшифровки и анализа полетных данных,

зарегистрированных КБТИ. Критерием оценки является соответствие точностных характеристик по курсу, крену и тангажу требованиям ТЗ.

Для каждого полета оценка погрешностей производится с помощью программного комплекса «Эталон МК», реализующего алгоритм оптимальной обработки информации (фильтр Калмана), позволяющего разделить суммарные ошибки на составляющие и оценить инструментальные погрешности базовых элементов системы ЛИНС-100РС.

**ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА МАТЕРИАЛОВ ИСПЫТАНИЙ**

Обработка материалов летных испытаний производится с помощью программно-математических комплексов, разработанных специалистами ОАО «ЛИИ им. М. М. Громова».

*Программный комплекс «Пересчет»* предназначен для пересчета координат и высоты эталонной точки на ЛА (место расположения антенны СНС КБТИ) к другой заданной точке (место расположения антенны СНС испытываемой аппаратуры ЛИНС-100РС). Производится пересчет действительных значений траекторных параметров с привлечением данных о текущих значениях углов крена, тангажа, истинного курса и смещений эталонной точки относительно заданной в связанной с ЛА системе координат.

Программный комплекс позволяет получить действительные значения траекторных параметров любой точки ЛА независимо от расположения эталонной точки (места расположения антенны СНС КБТИ).

После полета проводятся обработка и анализ материалов испытаний с применением программных комплексов «Анализ» и «Эталон МК».

*Программный комплекс «Анализ»* предназначен для автоматизированной обработки материалов летных испытаний, которые зарегистрированы бортовыми системами регистрации и средствами траекторных измерений. Комплекс используется для определения характеристик систем пилотажно-навигационного оборудования (ПНО), систем автоматического управления, радиолокационных комплексов, определения взлетно-посадочных характеристик и характеристик самолетовождения различных военных и гражданских самолетов.

Основные функции:

- 1) Контроль сбойных значений, аппроксимация, интерполяция, вычисление разности двух параметров (определение погрешности измерений системы ПНО), выборка значений параметров по различным критериям.
- 2) Возможность выполнения произвольных вычислений в соответствии с алгоритмами, самостоятельно разработанными пользователями программного комплекса.
- 3) Пересчет систем координат для дальнейшего оценивания характеристик систем ПНО, радиолокационных комплексов и характеристик самолетовождения.

- 4) Комплексная обработка информации спутниковой и инерциальной систем для непрерывного определения траекторных параметров с требуемой частотой.
- 5) Анализ процессов измерений и погрешностей измерений:
  - вычисление статистических оценок (среднего значения, среднеквадратического отклонения, дисперсии) и доверительных интервалов;
  - вычисление спектральной плотности, автокорреляционной и взаимной корреляционной функции;
  - проверка закона распределения процесса;
  - идентификация математической модели.
- 6) Отображение информации в табличном и графическом виде в различных комбинациях (в зависимости от времени, номера информационного кадра или любого параметра, выбор фрагментов, настройка цвета кривых, надписей и т. д.). Печать и сохранение графиков.
- 7) Построение траектории в режимах полета по маршруту и захода на посадку.
- 8) Моделирование изображения внешней обстановки и самолета с выводом необходимых параметров для оценки режимов пилотирования.

**Программный комплекс «Эталон МК»** создан на базе ПК «Эталон» [4]. Оптимальная комплексная обработка информации от бесплатформенных инерциальных и спутниковых навигационных систем с моделью погрешностей БИНС в части учета неортогональностей осей чувствительности датчиков угловой скорости (вектор состояния 19 порядка) [5] осуществляется с использованием фильтра Калмана. На вход ПК подаются параметры инерциального канала БИНС, СНС, системы воздушных сигналов.

Комплекс предназначен для оценки погрешностей выходных параметров инерциального канала БИНС по географическим координатам местоположения, составляющим путевой скорости, истинного курса, отклонений расчетной платформы от местной вертикали, а также инструментальных погрешностей.

В программном комплексе «Эталон МК» для описания поведения ошибок БИНС используется следующий набор переменных в осях расчетной гироскопической платформы – вектор состояния системы:

$$\xi = (\Delta r_1, \Delta r_2, \delta V_1, \delta V_2, \alpha_1, \alpha_2, \beta_3, v_1, v_2, v_3, \Delta f_1, \Delta f_2, \Delta f_3, \theta_{12}, \theta_{13}, \theta_{21}, \theta_{23}, \theta_{31}, \theta_{32})^T,$$

Здесь

- $\Delta r_1, \Delta r_2$  – ошибки определения местоположения в горизонтальной плоскости;
- $\delta V_1, \delta V_2$  – динамические ошибки определения горизонтальных составляющих относительной скорости;
- $\alpha_1, \alpha_2$  – угловые ошибки построения приборной вертикали;
- $\beta_3$  – азимутальная кинематическая ошибка;
- $v_1, v_2, v_3$  – дрейфы датчиков угловой скорости (ДУС) в приборных осях;
- $\Delta f_1, \Delta f_2, \Delta f_3$  – систематические погрешности акселерометров,

$\theta_{12}, \theta_{13}, \theta_{21}, \theta_{23}, \theta_{31}, \theta_{32}$  – малые углы, характеризующие неортогональность осей чувствительности датчиков угловой скорости БИНС.

Система дифференциальных уравнений, описывающая модель погрешностей БИНС, может быть записана в следующем виде:

$$\dot{\Delta r}_1 = \delta V_1 + \beta_3 V_2',$$

$$\dot{\Delta r}_2 = \delta V_2 - \beta_3 V_1',$$

$$\dot{\delta V}_1 = 2U_3 \delta V_2 - a_{x3} \alpha_2 + \Delta f_1 d_{11} + \Delta f_2 d_{12} + \Delta f_3 d_{13},$$

$$\dot{\delta V}_2 = -2U_3 \delta V_1 + a_{x3} \alpha_1 + \Delta f_1 d_{21} + \Delta f_2 d_{22} + \Delta f_3 d_{23},$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_1 = & -U_3 \frac{\Delta r_1}{R_1} - \frac{\delta V_2}{R_2} + U_3 \alpha_2 - v_1 d_{11} - v_2 d_{12} - v_3 d_{13} - \\ & - \theta_{12} \omega'_{22} d_{11} - \theta_{13} \omega'_{23} d_{11} - \theta_{21} \omega'_{z1} d_{12} - \theta_{23} \omega'_{z3} d_{12} - \\ & - \theta_{31} \omega'_{z1} d_{13} - \theta_{32} \omega'_{z2} d_{13}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_2 = & -\frac{U_3 \Delta r_2}{R_2} + \frac{\delta V_1}{R_1} - U_3 \alpha_1 - v_1 d_{21} - v_2 d_{22} - v_3 d_{23} - \\ & - \theta_{12} \omega'_{22} d_{21} - \theta_{13} \omega'_{23} d_{21} - \theta_{21} \omega'_{z1} d_{22} - \theta_{23} \omega'_{z3} d_{22} - \\ & - \theta_{31} \omega'_{z1} d_{23} - \theta_{32} \omega'_{z2} d_{23}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_3 = & \frac{\omega'_{x1} \Delta r_1}{R_1} + \frac{\omega'_{x2} \Delta r_2}{R_2} + \omega'_{x2} \alpha_1 - \omega'_{x1} \alpha_2 - v_1 d_{31} - v_2 d_{32} - \\ & - v_3 d_{33} - \theta_{12} \omega'_{z2} d_{31} - \theta_{13} \omega'_{z3} d_{31} - \theta_{21} \omega'_{z1} d_{32} - \\ & - \theta_{23} \omega'_{z3} d_{32} - \theta_{31} \omega'_{z1} d_{33} - \theta_{32} \omega'_{z2} d_{33}, \end{aligned}$$

$$\dot{v}_1 = \dot{v}_2 = \dot{v}_3 = 0,$$

$$\dot{\Delta f}_1 = \dot{\Delta f}_2 = \dot{\Delta f}_3 = 0,$$

$$\dot{\theta}_{ij} = 0.$$

Здесь:

$$V_1 = V_E \sin \varepsilon + V_N \cos \varepsilon,$$

$$V_2 = V_N \sin \varepsilon - V_E \cos \varepsilon,$$

где  $V_N, V_E$  – составляющие относительной скорости в осях географического сопровождающего трехгранника,

$$U_3 = U \sin \varphi;$$

где  $U$  – угловая скорость вращения Земли;  $R_1, R_2$  – радиусы кривизны сечений земного эллипсоида по осям расчетной гироскопической платформы:

$$R_1 = \frac{a}{1 - 0,5e^2 \sin^2 \varphi + e^2 \cos^2 \varphi \cos^2 \varepsilon - H/a};$$

$$R_2 = \frac{a}{1 - 0,5e^2 \sin^2 \varphi + e^2 \cos^2 \varphi \sin^2 \varepsilon - H/a};$$

$e^2 = 0,0066934$  – квадрат первого эксцентриситета;  $a$  – большая полуось земного эллипсоида;



$\varepsilon$  – азимут расчетной гиropлатформы;  
 $H$  – высота полета;  
 $\omega_{z1(z2,z3)}$  – составляющие вектора угловой скорости приборного трехгранника БИНС, измеряемые ДУС;  
 $a_{x3}$  – вертикальное ускорение.  
 $d_{ij}$  – элементы матрицы направляющих косинусов координатного преобразования систем координат, связанных с осями приборного трехгранника БИНС и расчетной гиropлатформы, взаимное положение которых определяется углами крена  $\gamma$ , тангажа самолета  $\upsilon$  и гироскопического курса  $\psi$ ; гироскопический курс отсчитывается от первой оси расчетной платформы до продольной оси самолета по часовой стрелке;

$$d_{11} = \cos \psi'_G \cos \mathcal{G}';$$

$$d_{12} = -\sin \psi'_G \sin \gamma' - \cos \psi'_G \sin \mathcal{G}' \cos \gamma';$$

$$d_{13} = -\sin \psi'_G \cos \gamma' + \cos \psi'_G \sin \mathcal{G}' \sin \gamma';$$

$$d_{21} = -\sin \psi'_G \cos \mathcal{G}';$$

$$d_{22} = -\cos \psi'_G \sin \gamma' + \sin \psi'_G \sin \mathcal{G}' \cos \gamma';$$

$$d_{23} = -\cos \psi'_G \cos \gamma' - \sin \psi'_G \sin \mathcal{G}' \sin \gamma';$$

$$d_{31} = \sin \mathcal{G}';$$

$$d_{32} = \cos \gamma' \cos \mathcal{G}';$$

$$d_{33} = -\sin \gamma' \cos \mathcal{G}';$$

$\psi'_G, \gamma', \mathcal{G}'$  – гироскопический курс, крен, тангаж.

**Примечание.** Штрих, добавленный к описанным обозначениям, означает, что значения соответствующих параметров вычисляются по данным БИНС.

ПК «Эталон МК» обеспечивает:

- оценку характеристик БИНС при любых маневрах самолета;
- определение действительных значений параметров на всем протяжении полета, что необходимо для оценки характеристик систем и комплексов на трассах значительной протяженности, а также при выполнении высокоманевренных полетов.

Контроль информации в алгоритме организован в 2 этапа. На 1-м этапе проводится допусковый контроль входной информации. На 2-м этапе контроль входной информации производится на основании информации от фильтра Калмана, который имеет 2 ступени контроля.

На вход алгоритма поступает следующая исходная информация:

- географические координаты –  $\varphi, \lambda$  – от БИНС; –  $\varphi_{CHC}, \lambda_{CHC}$  – от СНС;
- составляющие относительной скорости в осях географического сопровождающего трехгранника –  $V_N, V_E$  – от БИНС; от СНС –  $V_{NCHC}, V_{ECHC}$ ;
- истинный курс –  $\Psi_{it}$  – от БИНС;
- угол тангажа и угол крена –  $\upsilon, \gamma$  – от БИНС;

- абсолютная высота полета –  $H$  – от СВС;
- московское время –  $T$  – от СНС.

При использовании информации от СНС вектор измерений может быть представлен в виде:

$$Z^T = [\Delta\Sigma_1, \Delta\Sigma_2, \Delta V_1, \Delta V_2].$$

Здесь

$\Delta\Sigma_1, \Delta\Sigma_2$  – «измерения», образованные с помощью позиционной информации от СНС,  
 $\Delta V_1, \Delta V_2$  – «измерения», образованные с помощью скоростной информации от СНС,

Порядок вычислений:

- Нахождение погрешностей БИНС в определении географических координат:

$$\Delta\varphi = (\varphi - \varphi_{CHC}) \times R_1;$$

$$\Delta\lambda = (\lambda - \lambda_{CHC}) \times R_2 \cos\varphi$$

Здесь  $R_1, R_2$  – радиусы кривизны земного эллипсоида.

- Перепроектирование на оси расчетной гиropлатформы:

$$\Delta\Sigma_1 = \Delta\lambda \sin \varepsilon + \Delta\varphi \cos \varepsilon;$$

$$\Delta\Sigma_2 = \Delta\varphi \sin \varepsilon - \Delta\lambda \cos \varepsilon.$$

- Нахождение погрешности БИНС в определении составляющих скорости:

$$\Delta V_N = V_N - V_{NCHC};$$

$$\Delta V_E = V_E - V_{ECHC}.$$

- Перепроектирование на оси расчетной гиropлатформы:

$$\Delta V_1 = \Delta V_E \sin \varepsilon + \Delta V_N \cos \varepsilon;$$

$$\Delta V_2 = \Delta V_N \sin \varepsilon - \Delta V_E \cos \varepsilon.$$

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Для проведения испытаний использовались 2 комплекта опытных образцов ЛИНС-100РС, изготовленных ЗАО «ИТТ». Летные испытания системы ЛИНС-100РС были проведены на летающей лаборатории МиГ-29УБ. Всего выполнено 14 полетов. Полеты выполнялись на высотах до  $H = 11000$  м, со скоростями до  $M = 0,9$ , при значениях истинного курса  $\psi_{ист}$  во всем диапазоне значений от 0 до 360°, углов крена  $\gamma$  от –180° до 180°, углов тангажа  $\theta$  от –90° до +90°.

Материалы летных испытаний каждого полета анализировались с помощью ПК «Анализ», устранялись грубые ошибки и принималось решение о проведении анализа каждой из систем с помощью ПК «Эталон МК». На печать выдавался весь вектор состояния модели погрешностей БИНС и проводился анализ по всем составляющим вектора состояния. В качестве примера приведем графики параметров полета, состоявшегося 07.11.2012 г., и погрешностей инерциального канала 1-го комплекта ЛИНС-100РС (рис. 1÷ рис. 8).

Анализ материалов данного полета для двух систем ЛИНС-100РС показал следующее.

1. Максимальные абсолютные значения оценок погрешностей инерциальных систем в определении

координат в течение первого часа работы в режиме «Навигация» ( $\approx 4$  мин. на земле,  $\approx 56$  мин. в воздухе) составили:

- для первой системы 1,1 км по широте и 1,6 км по долготе;
  - для второй системы 1,8 км по широте и 1,0 км по долготе, что не превышает допустимое значение 1,85 км.
2. Абсолютные максимальные значения погрешности по составляющим путевой скорости за весь полет двух систем составили:
- для первой системы 0,9 м/с по северной составляющей и 0,9 м/с по восточной;
  - для второй системы 1,0 м/с по северной составляющей и 0,9 м/с по восточной,
  - что не превышает допустимое значение 1,0 м/с.
3. Абсолютные значения погрешностей начальной выставки по истинному курсу, при допуске 6 угл. мин, составили:
- для первой системы 1,5 угл. мин;
  - для второй системы 4,0 угл. мин.

В процессе полета значения оценок погрешности по истинному курсу находились в пределах  $-0,092^\circ \leq \Delta\psi \leq -0,017^\circ$ , что не превышает допустимых значений  $0,1^\circ + 0,015^\circ T$ , где  $T$  — время полета.

4. Абсолютные значения оценок погрешностей отклонения расчетной гиролатформы от вертикали ( $\alpha_1, \alpha_2$ ) за время полетов не превышали 1 угл. мин.

**Канал СНС обоих комплектов систем ЛИНС-100РС** в полете 07.11.2012 г. обеспечивал прием и обработку сигналов СНС ГЛОНАСС/GPS, определение и выдачу потребителям времени, даты, широты, долготы, высоты и составляющих вектора скорости. При выполнении полета 1-й комплект системы ЛИНС-100РС принимал в обработку  $7 \div 12$  навигационных спутников (НС) GPS и  $2 \div 7$  НС ГЛОНАСС. 2-й комплект системы ЛИНС-100РС принимал в обработку  $7 \div 10$  НС GPS и  $3 \div 7$  НС ГЛОНАСС.

При выполнении самолетом виражей с углом  $60^\circ$  происходила потеря до 3 НС GPS и 4 НС

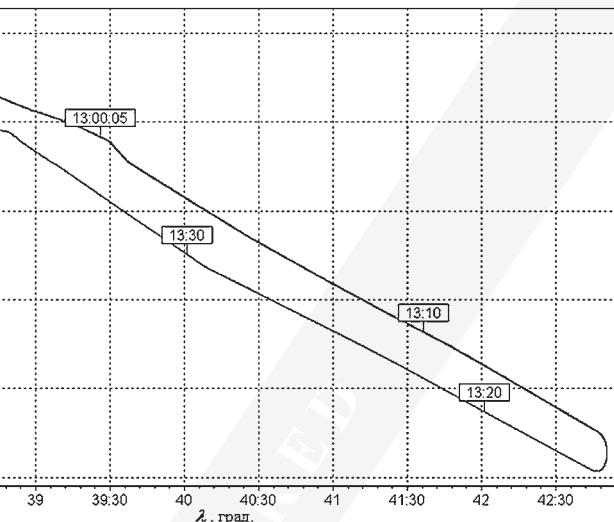


Рис. 1. Траектория полета

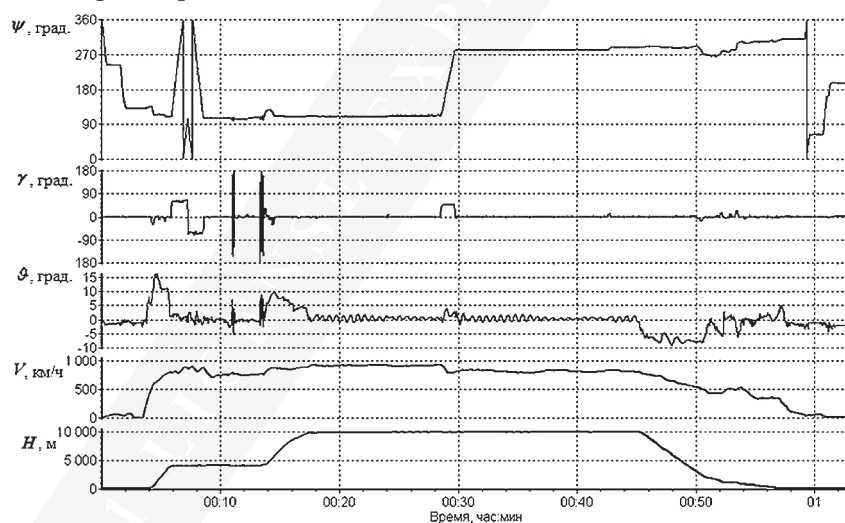


Рис. 2. Характеристики полета

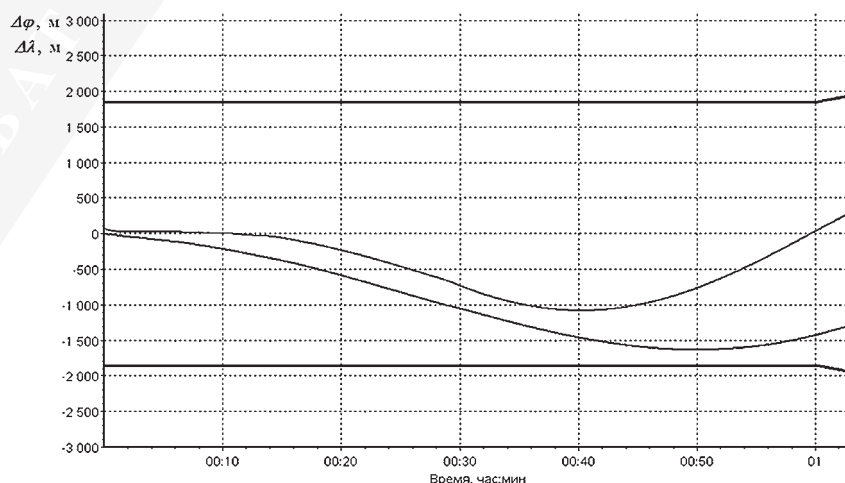


Рис. 3. Оценки погрешности автономного канала инерциальной системы № 1 по координатам местоположения

ГЛОНАСС, при этом оставшееся количество НС в обработке позволяло определять навигационные параметры. При выполнении самолетом «бочек» потери НС и выход из режима «Навигация» практически не происходят. Однако отмечено увеличение

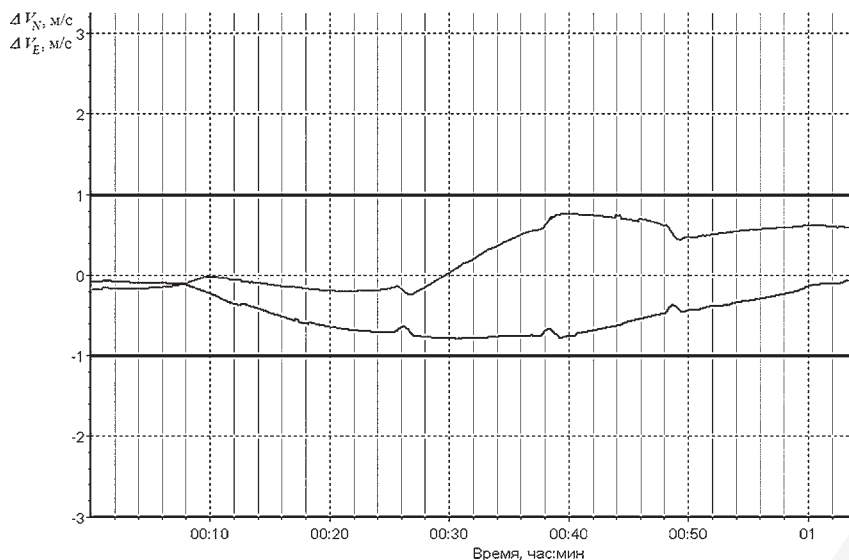


Рис. 4. Оценки погрешности путевой скорости автономного канала инерциальной системы № 1 по северной ( $\Delta V_N$ ) и восточной ( $\Delta V_E$ ) составляющим.

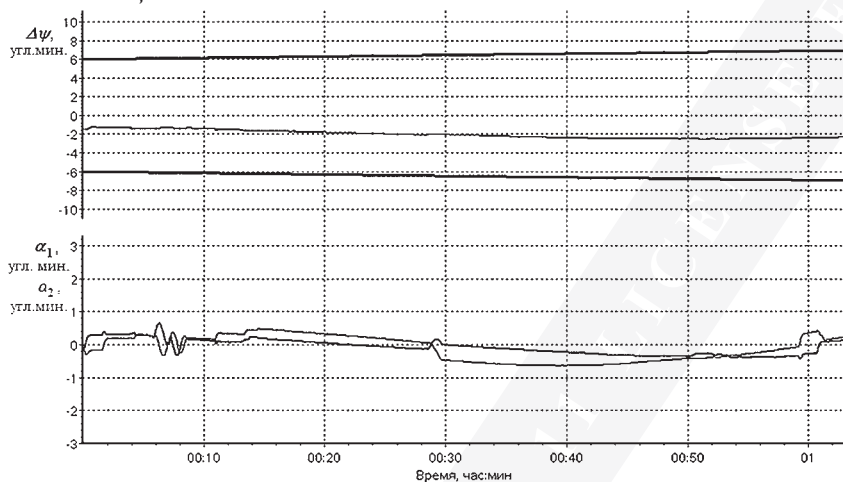


Рис. 5. Оценка погрешности автономного канала инерциальной системы № 1 по истинному курсу ( $\Delta\psi$ ) и вертикали ( $\alpha_1, \alpha_2$ )

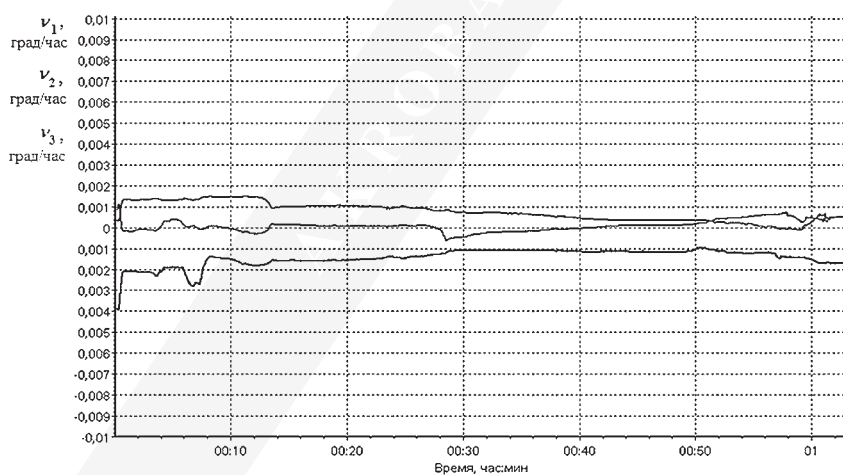


Рис. 6. Дрейфы гироскопов инерциальной системы № 1

погрешностей по широте до 15 м, по долготе до 4 м, по высоте до 20 м.

При проведении оценки точностных характеристик канала СНС отмечено увеличение погрешностей

по составляющим вектора скорости при выполнении разворотов. Это связано с наличием рассинхронизации (отставании) параметров скорости по времени. По проведенной оценке величина рассинхронизации составляет 0,10...0,13 с.

В табл. 3 и 4 представлены погрешности за весь полет по координатам, высоте и составляющим вектора скорости.

**Канал СНС+ИНС** обеспечивал комплексную обработку данных каналов ИНС и СНС.

В погрешностях по координатам наблюдается систематическая и случайная (шумовая) составляющая. Амплитуда шумовой составляющей погрешностей достигает значений до 21 м по координатам и до 1,2 м/с по скорости. При выполнении самолетом виражей отмечено нарастание погрешностей по координатам, погрешность по долготе на виражах достигала значения 125 м.

Максимальные абсолютные значения оценок погрешности канала СНС+ИНС на стационарных участках полета приведены в табл. 5.

Приведенные результаты показывают, что в рассматриваемом полете параметры канала СНС+ИНС обоих комплектов системы ЛИНС-100РС соответствовали заданным требованиям.

#### ПОВЕДЕНИЕ СИСТЕМЫ ПОСЛЕ ПЕРЕЗАПУСКА В ПОЛЕТЕ

Рассмотрим характеристики инерциального канала системы ЛИНС-100РС после перезапуска, состоявшегося во время полета 20.02.2013 г.

Начальная выставка систем проводилась на земле перед полетом методом гирокомпасирования. После установления режима «Навигация» 34 минуты самолет провел на земле. Через 6 минут полета был выполнен перезапуск 2-го комплекта системы ЛИНС-100РС. Режим «Навигация» во 2-м

комплекте восстановился через 15 минут после перезапуска и продолжался 40 минут до посадки самолета. При этом 1-й комплект работал в режиме «Навигация» на протяжении всего полета.

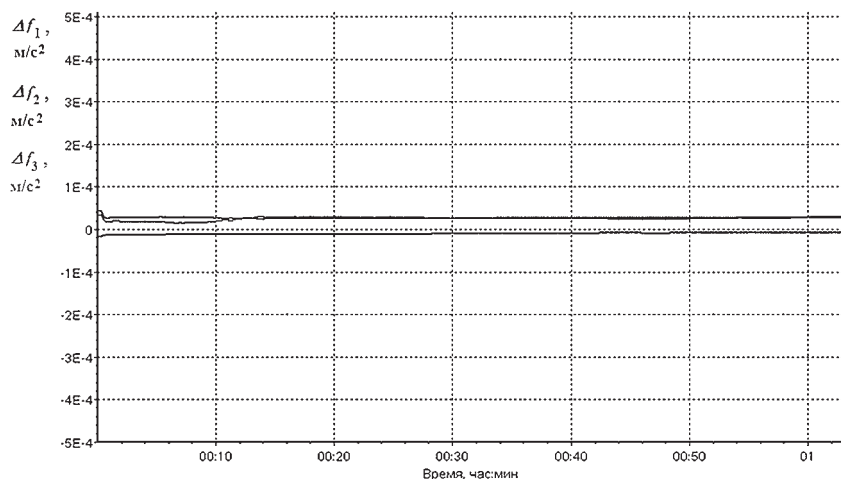


Рис. 7 Смещение нулей акселерометров инерциальной системы № 1

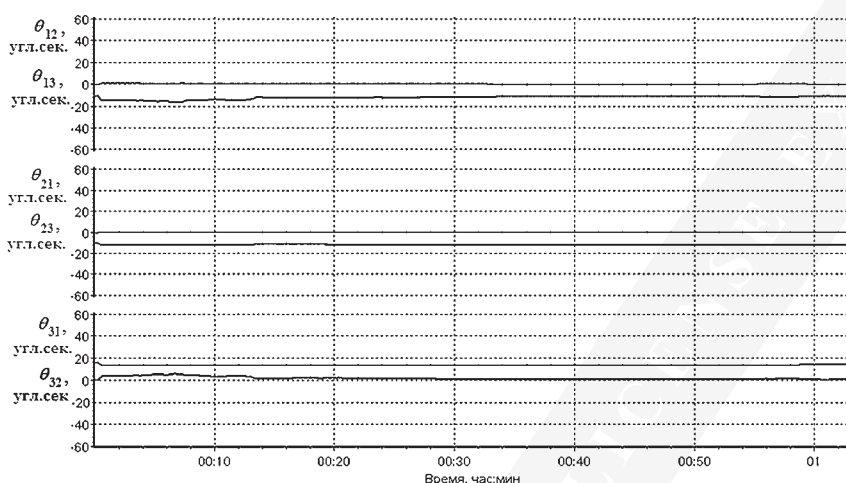


Рис. 8. Неортогональности осей приборного трехгранника инерциальной системы № 1

Анализ работы системы производился в послеполетной обработке с помощью ПК «Эталон МК». Для инерциальной системы № 2 оценка погрешностей выходных параметров проводилась отдельно до перезапуска и после восстановления режима «Навигация». На рис. 9 приведены погрешности системы № 2 по координатам, а на рис. 10 – по составляющим скорости.

Анализ материалов полета показал, что после перезапуска в воздухе погрешности координат и скоростей инерциальной системы обнулились. Максимальные абсолютные значения оценок погрешностей инерциальной системы в определении координат после этого (~40 мин) составили 0,37 км по широте, 0,9 км по долготе, 0,3 м/с по северной и 0,7 м/с по восточной составляющей скорости. Значения оценки погрешности по истинному курсу после перезапуска изменялись в пределах от -0,5 до 0,1 угл. мин. Абсолютные значения оценок погрешностей отклонения расчетной гиросплатформы от вертикали ( $\alpha_1, \alpha_2$ ) не превышали 1 угл. мин.

Таблица 3.

**ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОГРЕШНОСТИ КООРДИНАТ КАНАЛА СНС.**

| Номер комплекта ЛИНС-100РС | $\Delta\varphi, \text{ м}$ |          |               | $\Delta\lambda, \text{ м}$ |          |               | $\Delta H, \text{ м}$ |          |               |
|----------------------------|----------------------------|----------|---------------|----------------------------|----------|---------------|-----------------------|----------|---------------|
|                            | М                          | $\sigma$ | $ M +2\sigma$ | М                          | $\sigma$ | $ M +2\sigma$ | М                     | $\sigma$ | $ M +2\sigma$ |
| Система № 1                | 0                          | 2,7      | 5,4           | 0,7                        | 1,0      | 2,7           | 1,1                   | 2,6      | 6,3           |
| Система № 2                | -0,4                       | 2,7      | 5,8           | 0,2                        | 0,9      | 2,0           | 0,7                   | 2,2      | 5,1           |

Таблица 4.

**ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОГРЕШНОСТИ ПО СКОРОСТИ КАНАЛА СНС.**

| Номер комплекта ЛИНС-100РС | $\Delta V_N, \text{ м/с}$ |          |               | $\Delta V_E, \text{ м/с}$ |          |               | $\Delta V_H, \text{ м/с}$ |          |               |
|----------------------------|---------------------------|----------|---------------|---------------------------|----------|---------------|---------------------------|----------|---------------|
|                            | М                         | $\sigma$ | $ M +2\sigma$ | М                         | $\sigma$ | $ M +2\sigma$ | М                         | $\sigma$ | $ M +2\sigma$ |
| Система № 1                | -0,01                     | 0,31     | 0,63          | 0                         | 0,29     | 0,58          | -0,01                     | 0,15     | 0,31          |
| Система № 2                | 0                         | 0,31     | 0,62          | 0                         | 0,30     | 0,60          | -0,01                     | 0,18     | 0,37          |

Таблица 5.

**МАКСИМАЛЬНЫЕ АБСОЛЮТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ОЦЕНОК ПОГРЕШНОСТИ КАНАЛА СНС+ИНС НА СТАЦИОНАРНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА.**

| Комплект | $\Delta\varphi, \text{ м}$ | $\Delta\lambda, \text{ м}$ | $\Delta V_N, \text{ м/с}$ | $\Delta V_E, \text{ м/с}$ |
|----------|----------------------------|----------------------------|---------------------------|---------------------------|
| 1        | 37                         | 55                         | 0,56                      | 0,48                      |
| 2        | 32                         | 54                         | 0,48                      | 0,40                      |

Канал СНС обоих комплектов систем ЛИНС-100РС в полете 20.02.2013 г. обеспечивал прием и обработку сигналов СНС ГЛОНАСС/GPS, определение и выдачу потребителям времени, даты, широты, долготы, высоты и составляющих вектора скорости.

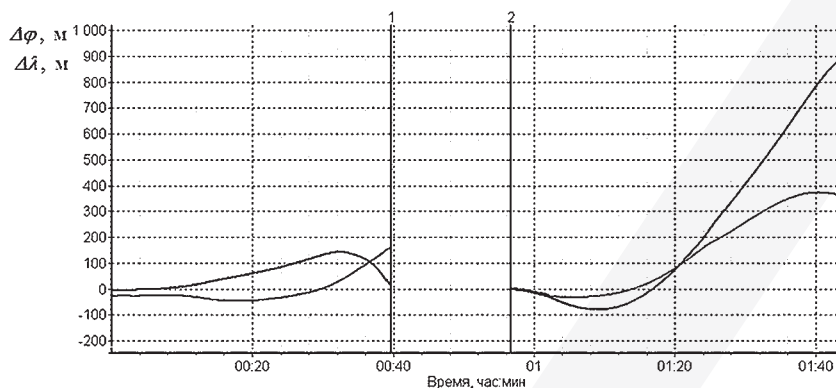
Данные канала СНС+ИНС 2-й комплект ЛИНС-100РС выдавал при работе системы в режиме «Навигация». Статистические характеристики погрешностей навигационных параметров канала СНС+ИНС близки к тем, которые получены по материалам полета 07.11.2012 г., рассмотренного выше.

**ВЫВОДЫ**

1. С использованием разработанной в ОАО «ЛИИ им. М. М. Громова» технологии проведены наземные и летные испытания и оценены характеристики интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы ЛИНС-100РС, созданной российской ЗАО «ИТТ» и французской «SAGEM Defense Security» компаниями.

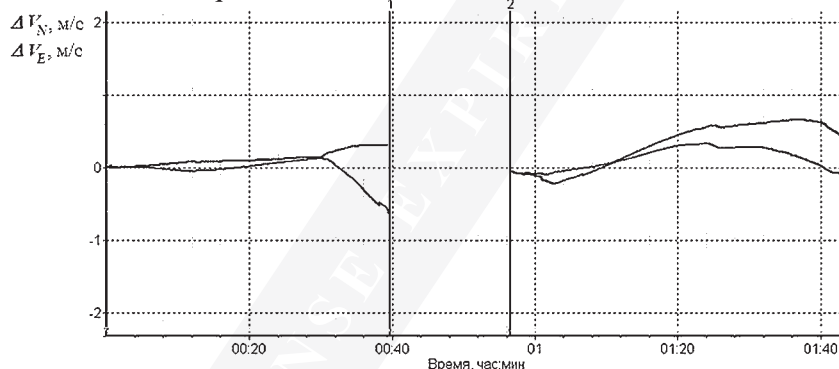


2. Оба опытных образца системы ЛИНС-100РС, установленные на ЛЛ МиГ-29УБ, на земле и в полете функционировали нормально. Комплекс бортовых траекторных измерений обеспечивал регистрацию всей полетной информации, необходимой для оценки работы системы и формирования действительных значений параметров траекторного движения ЛЛ.
3. Погрешности канала ИНС системы ЛИНС-100РС при выставке методом гироскопирования с вероятностью 0,95 не превышают:
  - по координатам 1,85 км за любой час работы;
  - по курсу 6 угл. мин;
  - по составляющим путевой скорости 1 м/с.
4. Погрешности канала СНС системы ЛИНС-100РС удовлетворяют заданным на них требованиям.
5. Погрешности канала СНС+ИНС системы ЛИНС-100РС удовлетворяют заданным на них требованиям.
6. При выполнении повторного запуска в полете система ЛИНС-100РС вышла в режим «Навигация». Погрешности выдаваемых навигационных



1 – перезапуск системы. 2 – выход в режим «Навигация».

*Рис. 9. Полет 20.02.2013 г. Погрешности автономного канала инерциальной системы №2 по координатам местоположения*



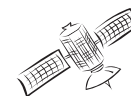
1 – перезапуск системы. 2 – выход в режим «Навигация».

*Рис. 10. Полет 20.02.2013 г. Погрешности путевой скорости автономного канала инерциальной системы №2 по северной ( $\Delta V_N$ ) и восточной ( $\Delta V_E$ ) составляющим*

параметров системой ЛИНС-100РС после перезапуска в воздухе соответствовали заданным на них требованиям.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Коэн А., Требухов А. В. ЛИНС-100РС – интегрированная система ИНС/GPS/ГЛОНАСС нового поколения авиационного применения. //XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник докладов. 28–30 мая 2012 г. С.-Петербург. С. 218–225.
2. Харин Е. Г., Якушев А. Ф., Копелович В. А., Копылов И. А. Развитие технологий летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением летно-моделирующих комплексов, спутниковых и информационных технологий. //Новости навигации, 2012, № 2. С. 18–27.
3. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. – 360 с.
4. Харин Е. Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 264 с.
5. Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем. Часть 2. Математические модели инерциальной навигации. – М.: Изд-во МГУ, 2012 г. – 248 с.



УДК 629.7

# ВОПРОСЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ВЫСОКОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ДЛЯ НАВИГАЦИОННО- БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*М. С. Бородин, В. Б. Дубовской, К. В. Кисленко, В. Г. Пшеняник<sup>1</sup>*

*В статье освещены вопросы совместного использования измерительной информации высокочувствительных акселерометров и аппаратуры спутниковой навигации для повышения эффективности навигационно-баллистического обеспечения низкоорбитальных космических аппаратов.*

**Ключевые слова:** космические аппараты, высокочувствительные акселерометры, параметры движения центра масс, атмосферное торможение, интервал определения, интервал прогнозирования.

## THE MATTERS OF USING THE MEASUREMENT DATA OF SENSITIVE ACCELEROMETER UNITS FOR LOW-ORBIT SATELLITES NAVIGATION AND BALLISTIC TRAJECTORY CONTROL

*M. S. Borodin, V. B. Dubovskoi, K. V. Kislenko, V. G. Pshenyaniк*

*The paper considers the matters of joint use of measurement data of sensitive accelerometer units and satellite navigation instruments for the low-orbit satellites navigation and ballistic trajectory control efficiency upgrading.*

**Key Words:** accelerometer, ballistic, control, instruments, low-orbit, measurement, navigation, satellite, trajectory

Существующая технология решения задач навигационно-баллистического обеспечения (НБО) в бортовых комплексах управления (БКУ) низкоорбитальных космических аппаратов (КА) основывается на использовании аппаратуры спутниковой навигации (АСН), функционирующей по сигналам космических навигационных систем (КНС). В настоящее время технический уровень аппаратуры спутниковой навигации позволяет при характеристиках навигационного поля современных КНС достаточно точно (в соответствии с существующими требованиями) определять параметры движения центра масс КА в интересах решения задач НБО и целевого функционирования КА. Однако, в некоторых случаях, для выполнения требований к ряду КА этого оказывается недостаточно.

Одним из основных направлений повышения точности определения и прогнозирования параметров движения КА является использование избыточного объема измерительной информации. В качестве источников такой информации, помимо аппаратуры радионавигации, могут рассматриваться

высокочувствительные измерители линейных ускорений (акселерометры).

Использование при определении параметров движения измеренных значений ускорений от действия поверхностных сил, обусловленных наличием атмосферного торможения, солнечного давления и т. д., может обеспечить существенное повышение точности расчета параметров движения КА, а также согласующих параметров моделей движения на мерных интервалах (интервалах определения) и на интервалах прогнозирования.

Возмущающие ускорения, действующие на центр масс КА на орбитах с высотами в диапазоне 300...700 км, достаточно малы и составляют величины  $10^{-6}...10^{-8}g$  ( $g$  — ускорение силы тяжести на поверхности Земли). Чтобы измерять эти ускорения с достаточной точностью (не более 1% от измеряемой величины) нужно иметь на борту КА высокочувствительные акселерометры с порогом чувствительности не хуже чем  $10^{-8}...10^{-10}g$  [1, 2]. В этом случае измеренные возмущающие ускорения можно учитывать в реальном времени

<sup>1</sup> Бородин Михаил Сергеевич — начальник отдела КБ «Салют» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, Россия, г. Москва; Дубовской Владимир Борисович — зав. лабораторией Института физики Земли им. О. Ю. Шмидта РАН, канд. физ.-мат. наук, Россия, г. Москва; Кисленко Константин Викторович — научный сотрудник 4 ЦНИИ МО РФ, Россия, г. Юбилейный Московской области; Пшеняник Владимир Георгиевич — заместитель начальника отдела НИИ космических систем имени А. А. Максимова — филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», канд. тех. наук, Россия, г. Юбилейный Московской области. 8- (495) 543-38-68. pshenyaniк934@yandex.ru

в модели движения, реализуемой в бортовом вычислителе и уточняемой по результатам измерений.

Высокочувствительные акселерометры с порогом чувствительности  $10^{-9}g$  и менее, предназначенные для измерения ускорений, которые сопоставимы с возмущающими ускорениями, действующими на центр масс КА в процессе орбитального полета, созданы и используются за рубежом.

К ним относятся такие приборы, как «Кактус» (Франция) [3], «Дискос» (США) [4], а также приборы, которые использовались на борту спутников CHAMP, GRACE и GOCE (Европейское космическое агентство) [5].

Кроме того, на модуле Destiny Международной космической станции установлены для контроля микрогравитационной обстановки американские системы измерения микроускорений SAMS и MAMS.

Для большинства низкоорбитальных КА требования по точности решения задач НБО определяются предельными погрешностями определения и прогнозирования параметров движения КА на определенном интервале времени (как правило, интервале планирования целевого применения). Выбор контролируемых орбитальных параметров осуществляется с учетом необходимости контроля возможности реализации целевой задачи, либо с учетом удобства организации НБО управления полетом КА.

В существующих технологиях НБО управления полетом КА для компенсации возмущающего влияния погрешностей знания аэродинамических характеристик низкоорбитальных КА и не учитываемых в модели короткопериодических вариаций плотности атмосферы в состав уточняемых по измерениям АСН параметров (в дополнение к начальным условиям движения КА) включается баллистический коэффициент  $S_b$  как согласующий параметр при расчете плотности атмосферы в правых частях системы дифференциальных уравнений движения центра масс КА. Уточнение данного коэффициента по измерениям навигационных параметров позволяет частично скомпенсировать влияние погрешностей знания аэродинамических характеристик КА и погрешностей учета короткопериодических вариаций плотности атмосферы. Однако из-за переменного характера этих погрешностей эффект повышения точности прогноза параметров движения КА от уточнения  $S_b$  наблюдается на интервалах времени, сопоставимых по продолжительности с длительностью интервала выборки измерений (далее мерный интервал); поэтому измерения навигационных параметров и определение параметров движения КА производятся периодически.

При решении задач НБО в наземном комплексе управления (НКУ) длительность мерного интервала, как правило, составляет от полусуток до 2-х суток, а периодичность выполнения циклов оперативного НБО определяется достаточностью имеющейся измерительной информации, а также требуемой точностью НБО и составляет 1–2 цикла в сутки.

В БКУ для обеспечения требуемых точностных характеристик решения задач НБО также применяются интервальные методы обработки измерительной информации.

При решении задач НБО в БКУ (в условиях ограниченности вычислительных ресурсов и необходимости прогнозирования на относительно коротких интервалах времени) длительность мерного интервала обычно составляет от 1-го до 4-х витков. Как правило, реализуется так называемая «скользящая» технология, когда интервал между соседними определениями орбитальных параметров (интервал прогнозирования параметров движения от текущего решения до следующего решения задачи определения параметров орбиты) значительно меньше интервала выборки измерений навигационных параметров. Периодичность проведения циклов решения задач НБО с учетом непрерывного получения измерительной информации от АСН определяется точностью прогнозирования параметров орбиты на требуемом интервале, необходимой в интересах планирования целевой работы КА и автономного поддержания параметров орбиты.

Существует несколько вариантов технологии определения параметров движения КА по данным, получаемым бортовой АСН.

В НКУ одним из основных вариантов является определение параметров движения КА по векторам кинематических параметров КА (векторам состояния), полученным в результате решения навигационной задачи в БКУ КА. Данная технология предполагает решение задачи определения по данным АСН на интервалах, составляющих сутки и более. Как показывает практика управления полетами КА, точность определения баллистических данных на основе использования векторов состояния, получаемых в БКУ по данным АСН, в основном достаточна для решения целевых задач.

В ряде случаев для обработки целевой информации требуется реализация прецизионного определения параметров движения центра масс КА. В таких случаях используется технология апостериорной обработки первичных измерений АСН с применением высокоточной эфемеридно-временной информации. Данная технология позволяет обеспечить высокоточное определение параметров движения КА, однако она не всегда пригодна для решения задач оперативного управления. Кроме того, она не дает существенного увеличения точности прогнозирования параметров движения КА на длительные интервалы времени.

В БКУ решение задач НБО в большинстве случаев основывается на двух подходах.

Первый подход предполагает использование информации о параметрах движения КА, определенных в НКУ и заложенных в бортовой вычислительный комплекс в виде таблицы узловых значений параметров орбиты или параметров аналитических моделей движения, как правило, использующих информацию о средних значениях параметров движения.

Как следствие, точность знания местоположения КА определяется точностью определения и прогнозирования баллистических данных в НКУ.

Второй подход предполагает использование бортовой модели движения КА на основе численного интегрирования уравнений движения. В этом случае обычно используются упрощенные компактные (но достаточно точные) модели геофизических факторов и производится периодическое уточнение параметров движения по данным АСН с использованием интервальных методов обработки измерений на коротких дугах и оперативной эфемеридно-временной информации, принимаемой от навигационных спутников.

Таким образом, в соответствии с существующими технологиями НБО, используемыми при управлении полетом современных низкоорбитальных КА (далее «штатные» технологии) определение параметров движения КА по данным АСН осуществляется с использованием выборки измерений на определенном интервале времени. Одновременно с определением вектора орбитальных параметров проводится согласование баллистического коэффициента КА для компенсации погрешностей из-за отличия модельных и фактических значений плотности атмосферы.

Использование при интеграции системы дифференциальных уравнений движения КА измеренных значений ускорений поверхностных сил позволяет исключить погрешности модели движения КА за счет неточного знания параметров атмосферы.

Предлагаемая технология определения параметров движения КА с использованием измеренных значений ускорений поверхностных сил (далее – оцениваемая технология) предусматривает два этапа (рис. 1).

На первом этапе проводится определение вектора орбитальных параметров по данным бортовой АСН с использованием в модели движения КА измеренных значений ускорений поверхностных сил, которые обеспечивают наилучшую компенсацию погрешностей знания атмосферы. Определение параметров движения может осуществляться как на интервалах наличия измерений бортовой АСН с использованием алгоритмов интервальной обработки данных, так и на интервалах наличия только измерений акселерометра.

На втором этапе по измерениям акселерометров осуществляется уточнение величины баллистического коэффициента КА в интересах реализации дальнейшего прогнозирования орбитальных параметров с использованием бортовой модели плотности атмосферы.

Была проведена априорная оценка точности определения и прогнозирования параметров движения низкоорбитальных КА на основе предлагаемой технологии использования данных акселерометров. Оценка проводилась методом статистических испытаний.

Рассматривались 6 гипотетических космических аппаратов на круговых орбитах в 3-х высотных слоях: 250 км, 420 км и 520 км.

Полагалось, что применяются следующие «штатные» технологии оперативного решения задач НБО в БКУ.

Определение параметров движения производится с использованием измерительной информации АСН на интервалах с длительностью 2 и 4 витка (2-х и 4-х витковые технологии) и оперативной эфемеридно-временной информации навигационных кадров, с уточнением вектора параметров движения КА (составляющих радиус-вектора положения КА и вектора скорости в гринвичской системе координат) и баллистического коэффициента.

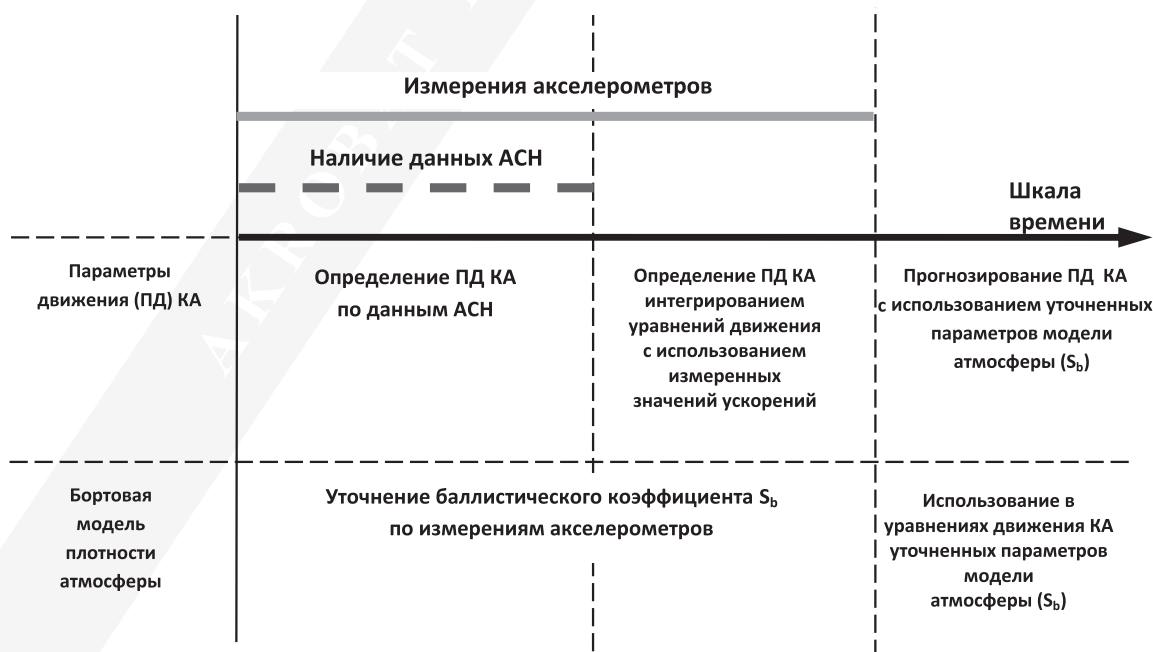


Рис. 1. Порядок решения задач НБО в соответствии с предлагаемой технологией комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных АСН



Кроме того, была проведена оценка для случая определения параметров движения без уточнения баллистического коэффициента (с использованием номинальных аэродинамических характеристик КА).

В качестве аппаратуры внешнетраекторных измерений рассматривалась стандартная аппаратура спутниковой навигации, работающая по сигналам КНС ГЛОНАСС и GPS и имеющая технические характеристики, соответствующие современному уровню развития навигационной аппаратуры. Моделирование измерительной информации АСН осуществлялось в непрерывном режиме по всем видимым в верхней полусфере навигационным спутникам, с шагом между измерениями 10 секунд.

Рассматривался вариант полных орбитальных группировок КНС ГЛОНАСС и GPS. Полагалось, что точностные характеристики эфемеридно-временной информации соответствуют существующим требованиям, предъявляемым к характеристикам навигационного поля КНС.

При моделировании измерений бортовых акселерометров считалось, что предельный уровень шума измерителя соответствует уровню порога чувствительности  $10^{-9} g$ . Моделирование измерений акселерометра осуществлялось в непрерывном режиме с шагом 1 секунда.

С учетом того, что погрешность измерений ускорений поверхностных сил определяется характеристиками экспериментального образца акселерометра, параметрами орбиты и аэродинамическими характеристиками КА, были выбраны два уровня относительной погрешности измерений ускорений: 1% и 10% от измеряемой величины.

Аэродинамические характеристики каждого из КА (значения баллистического коэффициента) выбирались таким образом, чтобы в каждом высотном слое одна из орбит обеспечивала уровень относительных ошибок измерений ускорений 1%, вторая – 10%.

При определении параметров движения по оцениваемой технологии использовался 2-х витковый мерный интервал. Сводные данные по рассматриваемым орбитам приведены в табл. 1.

| № орбиты | Высота орбиты, км | Погрешность измерений | Уровень СА, $10^{-22} \text{ Вт/м}^2/\text{Гц}$ | Sb, $\text{м}^2/\text{кг}$ |
|----------|-------------------|-----------------------|---|----------------------------|
| Орбита 1 | 250               | до 1%                 | 75  | 0,001                      |
| Орбита 2 |                   | до 10%                | 75  | 0,0001                     |
| Орбита 3 | 420               | до 1%                 | 175   | 0,01                       |
| Орбита 4 |                   | до 10%                | 125   | 0,002                      |
| Орбита 5 | 520               | до 1%                 | 125   | 0,08                       |
| Орбита 6 |                   | до 10%                | 175   | 0,004                      |

При определении оптимального интервала использования измерений акселерометра для уточнения параметров модели движения КА (баллистического коэффициента) с получением наилучшей точности

прогнозирования орбитальных параметров рассматривались мерные интервалы длительностью половина витка, 1, 2, 4 витка и 1 сутки.

При моделировании плотности атмосферы использовались значения 3-х уровней солнечной активности (СА):  $75 \cdot 10^{-22}$ ,  $125 \cdot 10^{-22}$  и  $175 \cdot 10^{-22} \text{ Вт/м}^2/\text{Гц}$ .

Прогнозирование параметров движения осуществлялось на следующие контрольные интервалы: мерный интервал, четверть витка, половина витка, 1, 2 и 4 витка, 12 часов и 1 сутки.

Значения предельных погрешностей определения и прогнозирования параметров движения КА определялись в орбитальной системе координат.

Анализ результатов, полученных в процессе априорной оценки точности решения задач НБО в БКУ, показал следующее.

Погрешности определения и прогнозирования параметров движения с учетом номинальных аэродинамических характеристик КА в определенных случаях достигают значительных величин, которые могут оказаться критичными при проведении ряда операций управления КА, например, таких как вхождение КА в связь с командно-измерительными станциями, и непосредственно при реализации целевых функций КА. Уровень этих погрешностей определяется значениями номинальных аэродинамических характеристик КА, параметрами бортовой модели плотности атмосферы, уровнем солнечной активности и текущими вариациями плотности атмосферы.

Определение параметров движения КА на интервалах наличия только измерений акселерометров (при интегрировании системы дифференциальных уравнений движения КА с использованием в правых частях измеренных значений ускорений поверхностных сил) позволяет практически полностью исключить в модели движения КА влияние погрешностей знания фактических параметров атмосферы. В этом случае основные ошибки в модель движения КА будут вносить погрешности бортовой модели гравитационного поля Земли.

Потенциальная точность прогнозирования орбитальных параметров КА с использованием уточненного по данным высокочувствительных акселерометров значения баллистического коэффициента наблюдается при использовании малых интервалов выборки измерений, оптимальными являются интервалы с длительностью около одного-двух витков.

Результаты оценки точности определения и прогнозирования параметров движения КА с использованием «штатной» технологии НБО показывают, что для коротких мерных интервалов (2 витка) получается наилучшая точность определения орбитальных параметров, а на более длинных интервалах (4 витка) – наилучшая точность прогнозирования.

Таблица 1.

При определении оптимального интервала использования измерений акселерометра для уточнения параметров модели движения КА (баллистического коэффициента) с получением наилучшей точности

Результаты оценки точности определения и прогнозирования параметров движения КА на основе комплексного использования данных высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН показывают, что точность определения параметров движения остается на уровне «штатных» схем. Однако, за счет уточнения по данным бортовых измерителей величины баллистического коэффициента, точность прогнозирования орбитальных параметров повышается.

Было проведено комплексное сравнение погрешностей прогнозирования орбитальных параметров при использовании оцениваемой технологии НБО и «штатных» технологий (2-х и 4-х витковой). Полученные результаты можно рассматривать как показатели эффективности оцениваемой технологии относительно «штатных» технологий НБО управления полетом низкоорбитальных КА.

Частные результаты сравнения отражены на рис. 2÷5. На приведенных графиках представлен уровень погрешности прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты при использовании оцениваемой технологии НБО относительно штатной технологии для различных вариантов орбит. На графиках ось абсцисс определяет интервал прогноза, значение «0» соответствует мерному интервалу. Ось ординат определяет относительную величину погрешности определения и прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты, значение «1» соответствует «штатной» технологии НБО. Варианты орбит объединены в группы, соответствующие уровню действующих возмущений  $10^{-7}$  г (варианты 1, 3, 5) и  $10^{-8}$  г (варианты 2, 4, 6).

Уровень ускорений поверхностных сил определяется аэродинамическими характеристиками КА, параметрами атмосферы и параметрами орбиты. Была проведена оценка условий (зависимость величины баллистического коэффициента КА от уровня солнечной

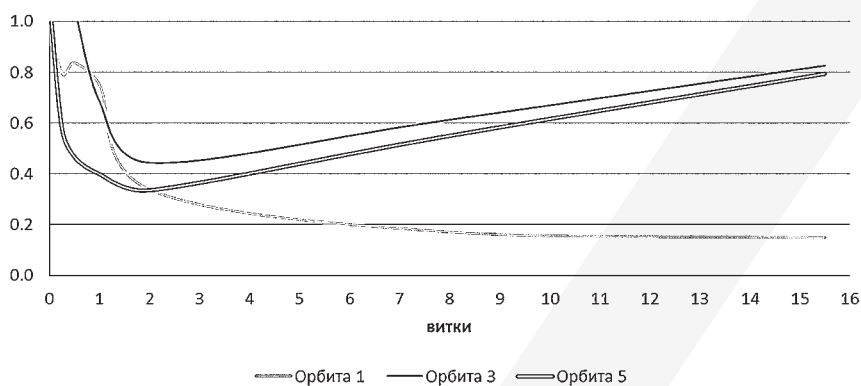


Рис. 2. Относительный уровень погрешности прогнозирования параметров движения КА («штатная») 2-х витковая технология, варианты орбит 1, 3, 5

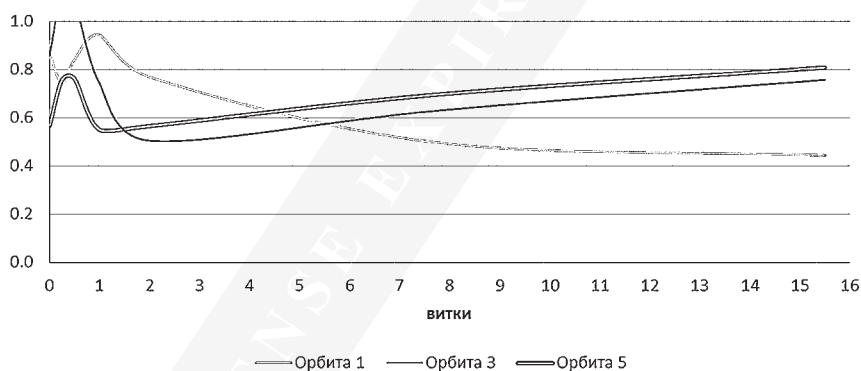


Рис. 3. Относительный уровень погрешности прогнозирования параметров движения КА («штатная») 4-х витковая технология, варианты орбит 1, 3, 5

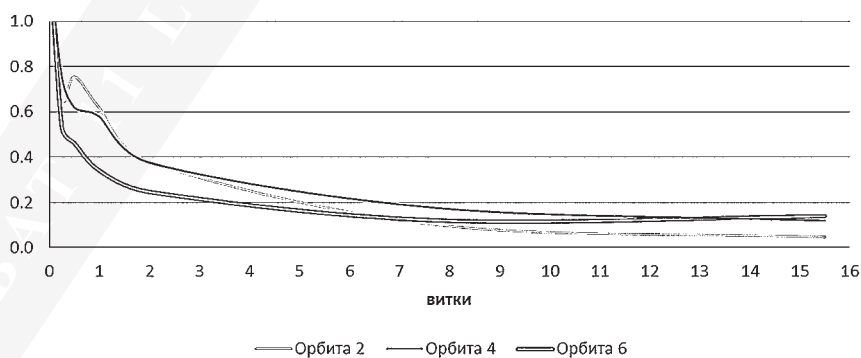


Рис. 4. Относительный уровень погрешности прогнозирования параметров движения КА («штатная») 2-х витковая технология, варианты орбит 2, 4, 6

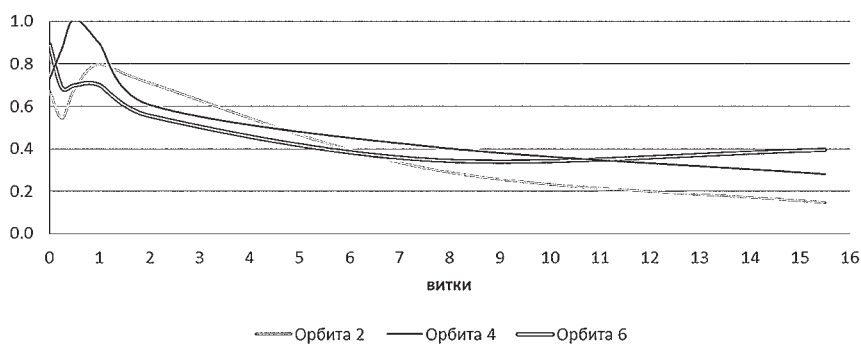


Рис. 5. Относительный уровень погрешности прогнозирования параметров движения КА («штатная») 4-х витковая технология, варианты орбит 2, 4, 6

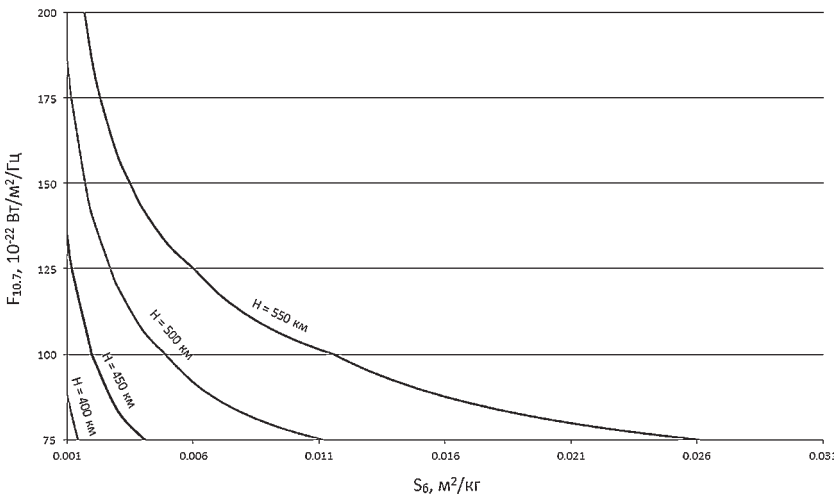


Рис. 6. Условия, при которых обеспечивается уровень ускорений поверхностных сил порядка  $10^{-8}$  g для разных высот орбит космических аппаратов

Таблица 2.

| Высота орбиты | Интервал прогноза ПД КА | Уменьшение погрешности прогнозирования ПД КА вдоль орбиты по сравнению с «штатными» технологиями |             |
|---------------|-------------------------|--|-------------|
|               |                         | Уровень атмосферного торможения  |             |
|               |                         | $10^{-7}$ g  | $10^{-8}$ g |
| 200...300 км  | виток                   | 10...20%   | 20...40%    |
|               | 2 витка                 | 25...65%   | 30...60%    |
|               | сутки                   | 55...85%   | до 85...95% |
| 400...450 км  | виток                   | до 30%   | 10...40%    |
|               | 2 витка                 | до 50...55%  | до 40...60% |
|               | сутки                   | до 17...20%  | до 70...88% |
| 500...550 км  | виток                   | до 45...60%  | 30...65%    |
|               | 2 витка                 | до 45...65%  | до 45...75% |
|               | сутки                   | до 20%   | до 60...87% |

активности для различных высот орбит), при которых обеспечивается уровень действующих на корпус КА ускорений порядка  $10^{-8}$  g. Результаты приведены на рис. 6 (по оси ординат – среднесуточные значения индекса солнечной активности  $F_{10,7}$  ( $10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>/Гц), по оси абсцисс – значения баллистического коэффициента  $S_b$  (м<sup>2</sup>/кг)).

Анализ данных, приведенных на рис. 6, позволяет определить область применения бортовых акселерометров с порогом чувствительности  $10^{-9}$  g. Рассматривая диапазон значений баллистического коэффициента КА от 0,001 м<sup>2</sup>/кг до 0,1 м<sup>2</sup>/кг можно сформировать следующие границы области применения таких измерителей ускорений поверхностных сил.

Для КА с высотой орбиты до 400 км эффективное использование в БКУ измерений акселерометров с порогом чувствительности  $10^{-9}$  g возможно при любых значениях баллистического коэффициента КА и любых уровнях солнечной активности.

Для КА с высотой орбиты до 450 км эффективное использование в БКУ измерений высокочувствительных акселерометров возможно при среднем и высоком уровнях солнечной активности и при любых значениях баллистического коэффициента. При низких уровнях

солнечной активности – при величине баллистического коэффициента 0,003...0,004 м<sup>2</sup>/кг и выше.

Для КА с высотой орбиты до 500 км эффективное использование в БКУ измерений высокочувствительных акселерометров возможно при высоких уровнях солнечной активности и при любых значениях баллистического коэффициента. При средних уровнях солнечной активности – при величине баллистического коэффициента 0,003 м<sup>2</sup>/кг и выше. При низких уровнях солнечной активности – при величине баллистического коэффициента 0,005...0,01 м<sup>2</sup>/кг и выше.

Эффективное использование данных высокочувствительных акселерометров при НБО КА с высотой орбиты до 550 км возможно при величине баллистического коэффициента 0,002...0,003 м<sup>2</sup>/кг и выше при высоких уровнях солнечной активности, 0,005...0,007 м<sup>2</sup>/кг и выше при средних уровнях солнечной активности, 0,01...0,02 м<sup>2</sup>/кг и выше при низких уровнях солнечной активности.

Результаты проведенных исследований показывают, что комплексное использование измерений высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН позволяет уменьшить (табл. 2) погрешность прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты по сравнению со «штатными» технологиями решения задач НБО (диапазон уменьшения погрешностей прогнозирования параметров движения КА зависит от длительности мерного интервала «штатных» технологий НБО).

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

Применение технологии комплексного использования данных высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН позволяет повысить точность прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты (погрешность прогнозирования орбитальных параметров по сравнению со «штатными» технологиями, предусматривающими использование измерений только АСН, может быть снижена ~ на 20% ... 90%).

Эффект применения технологии комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных бортовой АСН зависит от уровня действующих ускорений и интервала прогноза.

Наибольший эффект от использования измерений высокочувствительных акселерометров при уровне возмущающих ускорений порядка  $10^{-7}$  g проявляется

при прогнозировании на интервалы от 2-х витков до полусуток.

Наибольший эффект от использования измерений высокочувствительных акселерометров при уровне ускорений  $10^{-8}$  g проявляется при прогнозировании на длинные интервалы времени (до суток).

Условием целесообразности применения данных высокочувствительных акселерометров в БКУ низкоорбитальных КА, обеспечивающим повышение точности решения задач НБО, является уровень точности измеряемых ускорений не менее  $10^{-8}$  g на всем интервале использования бортовых измерителей.

Использование измерений высокочувствительных акселерометров в интересах повышения точности определения параметров движения КА на интервалах наличия данных АСН и при прогнозировании параметров движения КА на коротких интервалах (до четверти витка) неэффективно.

Уровень ускорений, обусловленных действием на корпус низкоорбитальных КА поверхностных сил, позволяет использовать измерения высокочувствительных акселерометров даже при уровне погрешностей измерений, достигающих 10% от измеряемой величины.

Для КА, обладающих большой «парусностью», эффект от применения при решении задач НБО технологии комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных бортовой АСН значительно меньше, чем для КА с малым значением баллистического коэффициента.

Использование измерений высокочувствительных акселерометров в интересах определения параметров движения КА на интервалах, где отсутствуют данные АСН, обеспечивает минимизацию погрешностей знания фактических параметров атмосферы и расчет орбитальных параметров с погрешностями, соответствующими ошибкам бортовой модели гравитационного поля Земли.

Использование спутниковых акселерометров с порогом чувствительности ниже  $10^{-9}$  g на КА с высотами орбит более 550...600 км в настоящее время не целесообразно, поскольку уровень возмущающих ускорений в этом случае не позволит измерять их с необходимой точностью.

С учетом полученных результатов оценки точности определения и прогнозирования параметров движения КА предлагается следующая технология использования данных высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН при решении задач НБО в БКУ низкоорбитальных КА.

При наличии данных высокочувствительных акселерометров и АСН определение параметров движения КА проводится в два этапа.

На первом этапе осуществляется определение параметров движения КА по данным АСН на 2-х витковом интервале накопления измерительной информации с уточнением вектора кинематических параметров КА. При этом в правых частях системы дифференциальных уравнений движения КА вместо модельных ускорений сил аэродинамического торможения используются измеренные значения ускорений поверхностных сил.

Второй этап предполагает уточнение по измерениям высокочувствительных акселерометров параметров бортовой математической модели движения КА, в частности баллистического коэффициента.

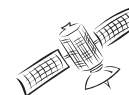
При наличии измерительной информации только от высокочувствительных акселерометров определение параметров орбиты КА (между циклами уточнения орбитальных параметров с использованием данных АСН) осуществляется с использованием системы дифференциальных уравнений движения КА, в которой модельные значения ускорений сил атмосферного торможения заменяются на измерения акселерометров. Параллельно производится уточнение по данным акселерометров баллистического коэффициента КА.

Прогнозирование параметров движения КА осуществляется с учетом уточненного по измерениям высокочувствительных акселерометров значения баллистического коэффициента КА.

Предложенная технология комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных АСН может быть реализована в бортовых комплексах управления низкоорбитальных КА в интересах повышения точности решения задач навигационно-баллистического обеспечения управления полетом КА и качества решения целевых задач.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Дубовской В. Б., Кошелев А. В., Пшеняник В. Г. Разработка высокочувствительных акселерометров для бортовых систем навигации и управления космических аппаратов ДЗЗ нового поколения // Материалы VII НТК «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». — М.: МНТОРЭС им. А. С. Попова, 2010, с. 209–304.
2. Дубовской В. Б., Леонтьев В. И., Пшеняник В. Г., Сбитнев А. В. Наземные испытания высокочувствительных акселерометров для бортовых систем навигации и управления космических аппаратов ДЗЗ нового поколения // Материалы VIII НТК «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». — М.: МНТОРЭС им. А. С. Попова, 2011, с. 324–332.
3. Balmino G., et al. «Avant-Projets GRADIO», Centre spatial de Toulouse, 1981.
4. Космические исследования, выполненные за рубежом в 1981 г. // Ежегодник БСЭ. — М.: Советская энциклопедия, 1982.
5. Touboul P., Willemenot E., B. Foulon and Josselin V. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: Synergy and evolution, Boll. Geof. Tear. App., 40, 321–327, 1999.





# СОСТОЯНИЕ ГРУППИРОВКИ КА ГЛОНАСС НА 11.12.2013 г.

(по анализу альманаха от 14:00 11.12.13 (UTC) и текущих эфемеридных сообщений, принятых в ИАЦ)

| № точки | № пл. | № лит. | НКУ | Дата запуска | Дата ввода в систему | Дата вывода из системы | Факт. сущ. (мес.) | Пригодность КА по сообщениям |                  | Примечание         |
|---------|-------|--------|-----|--------------|----------------------|------------------------|-------------------|------------------------------|------------------|--------------------|
|         |       |        |     |              |                      |                        |                   | альманаха                    | эфемерид (UTC)   |                    |
| 1       | 1     | 01     | 730 | 14.12.09     | 30.01.10             |                        | 47,9              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 2       | 1     | -4     | 747 | 26.04.13     | 04.07.13             |                        | 7,5               | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 3       | 1     | 05     | 744 | 04.11.11     | 08.12.11             |                        | 25,2              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 4       | 1     | 06     | 742 | 02.10.11     | 25.10.11             |                        | 26,3              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 5       | 1     | 01     | 734 | 14.12.09     | 10.01.10             |                        | 47,9              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 6       | 1     | -4     | 733 | 14.12.09     | 24.01.10             |                        | 47,9              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 7       | 1     | 05     | 745 | 04.11.11     | 18.12.11             |                        | 25,2              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 8       | 1     | 06     | 743 | 04.11.11     | 20.09.12             |                        | 25,2              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 9       | 2     | -2     | 736 | 02.09.10     | 04.10.10             |                        | 39,3              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 10      | 2     | -7     | 717 | 25.12.06     | 03.04.07             |                        | 83,6              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 11      | 2     | 00     | 723 | 25.12.07     | 22.01.08             |                        | 71,6              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 12      | 2     | -1     | 737 | 02.09.10     | 12.10.10             |                        | 39,3              | +                            | + 13:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 13      | 2     | -2     | 721 | 25.12.07     | 08.02.08             |                        | 71,6              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 14      | 2     | -7     | 715 | 25.12.06     | 03.04.07             |                        | 83,6              | +                            | + 14:44 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 15      | 2     | 00     | 716 | 25.12.06     | 12.10.07             |                        | 83,6              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 16      | 2     | -1     | 738 | 02.09.10     | 11.10.10             |                        | 39,3              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 17      | 3     | 04     | 746 | 28.11.11     | 23.12.11             |                        | 24,5              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 18      | 3     | -3     | 724 | 25.09.08     | 26.10.08             |                        | 62,6              | +                            | + 13:00 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 19      | 3     | 03     | 720 | 26.10.07     | 25.11.07             |                        | 73,6              | +                            | + 14:30 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 20      | 3     | 02     | 719 | 26.10.07     | 27.11.07             |                        | 73,6              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 21      | 3     | 04     | 725 | 25.09.08     | 05.11.08             |                        | 62,6              | +                            | + 14:45 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 22      | 3     | -3     | 731 | 02.03.10     | 28.03.10             |                        | 45,4              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 23      | 3     | 03     | 732 | 02.03.10     | 28.03.10             |                        | 45,4              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 24      | 3     | 02     | 735 | 02.03.10     | 28.03.10             |                        | 45,4              | +                            | + 12:59 11.12.13 | Используется по ЦН |
| 21      | 3     | -5     | 701 | 26.02.11     |                      |                        | 33,5              |                              |                  | На этапе ЛИ        |
| 14      | 2     |        | 722 | 25.12.07     | 25.01.08             | 12.10.11               | 71,6              |                              |                  | Орбитальный резерв |
| 17      | 3     |        | 714 | 25.12.05     | 31.08.06             | 19.12.11               | 95,6              |                              |                  | Орбитальный резерв |
| 8       | 1     |        | 712 | 26.12.04     | 07.10.05             | 22.11.12               | 107,6             |                              |                  | Орбитальный резерв |

Всего в составе ОГ ГЛОНАСС 28 КА. Орбитальный резерв – 3 КА. На этапе летных испытаний – 1 КА.

<http://glonass-iac.ru/GLONASS/11.12.2013>

## СОСТОЯНИЕ ГРУППИРОВКИ КНС GPS НА 11.12.13 г. по анализу альманаха, принятого в ИАЦ КВНО

| № пл. | № точки | ПСП | Номер NORAD | Тип КА | Дата запуска | Дата ввода в систему | Дата вывода из системы | Факт. сущ. (мес) | Примечания |
|-------|---------|-----|-------------|--------|--------------|----------------------|------------------------|------------------|------------|
| А     | 1       | 9   | 22700       | II-A   | 26.06.93     | 20.07.93             |                        | 244,9            |            |
|       | 2       | 31  | 29486       | II-R-M | 25.09.06     | 13.10.06             |                        | 86,0             |            |
|       | 3       | 8   | 25030       | II-A   | 06.11.97     | 18.12.97             |                        | 191,9            |            |
|       | 4       | 7   | 32711       | II-R-M | 15.03.08     | 24.03.08             |                        | 68,6             |            |
|       | 5       | 24  | 38833       | II-F   | 04.10.12     | 14.11.12             |                        | 12,9             |            |
| В     | 1       | 16  | 27663       | II-R   | 29.01.03     | 18.02.03             |                        | 129,8            |            |
|       | 2       | 25  | 36585       | II-F   | 28.05.10     | 27.08.10             |                        | 39,5             |            |
|       | 3       | 28  | 26407       | II-R   | 16.07.00     | 17.08.00             |                        | 159,9            |            |
|       | 4       | 12  | 29601       | II-R-M | 17.11.06     | 13.12.06             |                        | 84,0             |            |

|   |   |    |       |       |          |          |       |
|---|---|----|-------|-------|----------|----------|-------|
| C | 1 | 29 | 32384 | IIR-M | 20.12.07 | 02.01.08 | 71,3  |
|   | 2 | 3  | 23833 | II-A  | 28.03.96 | 09.04.96 | 212,2 |
|   | 3 | 19 | 28190 | II-R  | 20.03.04 | 05.04.04 | 116,3 |
|   | 4 | 17 | 28874 | IIR-M | 26.09.05 | 13.11.05 | 97,0  |
|   | 5 | 27 | 39166 | II-F  | 15.05.13 | 21.06.13 | 5,7   |
|   | 6 | 6  | 23027 | II-A  | 10.03.94 | 28.03.94 | 236,6 |
| D | 1 | 2  | 28474 | II-R  | 06.11.04 | 22.11.04 | 108,7 |
|   | 2 | 1  | 37753 | II-F  | 16.07.11 | 14.10.11 | 25,9  |
|   | 3 | 21 | 27704 | II-R  | 31.03.03 | 12.04.03 | 128,1 |
|   | 4 | 4  | 22877 | II-A  | 26.10.93 | 22.11.93 | 240,8 |
|   | 5 | 11 | 25933 | II-R  | 07.10.99 | 03.01.00 | 167,4 |
| E | 1 | 20 | 26360 | II-R  | 11.05.00 | 01.06.00 | 162,4 |
|   | 2 | 22 | 28129 | II-R  | 21.12.03 | 12.01.04 | 119,0 |
|   | 3 | 5  | 35752 | IIR-M | 17.08.09 | 27.08.09 | 51,5  |
|   | 4 | 18 | 26690 | II-R  | 30.01.01 | 15.02.01 | 153,9 |
|   | 5 | 32 | 20959 | II-A  | 26.11.90 | 10.12.90 | 276,2 |
|   | 6 | 10 | 23953 | II-A  | 16.07.96 | 15.08.96 | 208,0 |
| F | 1 | 14 | 26605 | II-R  | 10.11.00 | 10.12.00 | 156,1 |
|   | 2 | 15 | 32260 | IIR-M | 17.10.07 | 31.10.07 | 73,4  |
|   | 3 | 13 | 24876 | II-R  | 23.07.97 | 31.01.98 | 190,5 |
|   | 4 | 23 | 28361 | II-R  | 23.06.04 | 09.07.04 | 113,2 |
|   | 5 | 26 | 22014 | II-A  | 07.07.92 | 23.07.92 | 256,8 |

Всего в составе ОГ GPS32 КА (9 КА II-A, 12 КА II-R, 7 КА IIR-M, 4 КА II-F). Используются по целевому назначению – 31 КА.  
На этапе вывода из системы 1 КА

<http://glonass-iac.ru/GPS/11.12.2013>

### Фирма Trimble выпустила последний образец AP-серии OEM ГНСС-инерциальных модулей

Фирма Trimble выпустила последний образец AP-15 встроенных OEM ГНСС-инерциальных модулей. Сообщение об этом было сделано на августовской конференции и выставке в Вашингтоне. AP-15 использует микроэлектромеханический инерциальный измерительный блок (МИИБ), в котором реализованы новый (Applanix SmartCal) калибровочный процесс и новая технология математической компенсации, которая позволяет получить приемлемые характеристики ИИБ, применяемого для проведения картографических работ.

AP-15 комбинирует высокоточные измерения ГНСС с новыми интеграционными решениями, размещающая все модули на инерциальной плате. Модуль ГНСС имеет двухдиапазонную антенну, 440 каналов, двухчастотный приемник для съемочных работ, который принимает широкий спектр сигналов, включая GPS L1/L2/L2C/L5 и ГЛОНАСС L1/L2, корректирующие сигналы широкозонных дифференциальных подсистем космического базирования (Satellite-Based Augmentation Service, SBAS): американской WAAS, европейской EGNOS, японской MSAS, а также сигналы OmniStar VBS, HP и XP/G2.

<http://gpsworld.com/trimble-launches-ap15-gnss-inertial-board-set-for-positioning/> 14.08.2013

### Физики создали рекордно точные атомные часы

Сотрудники Национального института стандартов США разработали часы на основе атомов иттербия, которые в 10 раз превосходят все существующие аналоги по точности. Описание часов опубликовано в журнале *Science* и пресс-релизе Института, кратко о работе можно прочитать на сайте New Scientist.

Часы состоят из 10 тысяч отдельных атомов иттербия, зафиксированных в вакууме в лазерной оптической ловушке. Температура атомов не превышает одной сотой доли градуса от абсолютного нуля. Часы «запускают» при помощи специального лазера, который заставляет атомы переходить из одного квантового состояния в другое. Такие квантовые переходы в атомных часах аналогичны колебаниям маятника в часах механических – именно они определяют точность хода (секунда в системе СИ, например, сейчас определяется как 9 192 631 770 переходов в атомах цезия). В отличие от цезия, частота переходов у иттербия гораздо выше, что и было использовано учеными при создании рекордно точных часов. Сравнение двух созданных экземпляров позволило установить, что их погрешность составляет 1,6 к 10<sup>18</sup>, – за один миллиард лет хода ошибка составит одну секунду.

По словам ученых, такая высокая точность позволяет провести ранее невозможные эксперименты в области общей теории относительности. Такие часы, например, могут быть использованы при измерениях

разного хода времени в точках, отстоящих друг от друга всего на один сантиметр по высоте (за счет влияния гравитации время в нижней точке должно идти медленнее).

Атомные часы используются не только в науке, но и в технике. Очень точный отсчет времени необходим, например, для определения координат в системах глобального позиционирования — в навигационных спутниках всегда устанавливают атомные часы.

<http://lenta.ru/news/2013/08/23/recordclock/>

### Представлены первые наручные атомные часы

Американская часовая компания Bathys Hawaii представила первые наручные часы с атомным источником точного времени Cesium 133 (атом цезия-133 используется в качестве стандарта). Работа часов запечатлена в видеоролике, который компания разместила на YouTube. Описание часового механизма приводит [ablogtowatch.com](http://ablogtowatch.com).

Часы размером 60×50×23 мм обеспечивают точность хода с максимальным отклонением в одну секунду на тысячу лет (точность частоты атомного источника —  $5 \times 10^{-11}$ ). Серийную модель создатели часов оценили в 12 тысяч долларов за штуку. Всего в 2014 году планируется выпустить 20 единиц Cesium 133.



В основе часового механизма находится компактная микросхема SA.45s компании Symmetricom, внутри которой расположена капсула

с газообразным цезием-133, лазер и фоточувствительные элементы. Электронный блок прибора фиксирует периоды электромагнитного излучения при переходе между уровнями основного состояния атомов нагретого лазера. Эти периоды являются стандартом измерения времени в системе СИ. Инженеры Bathys Hawaii обеспечили микросхему необходимым источником питания — литий-ионным аккумулятором (время работы без подзарядки не уточняется). Для отображения времени используется стрелочный циферблат с индикацией фаз Луны. Вес наручных часов не сообщается, но масса микросхемы SA.45s составляет 35 граммов.

В мае 2013 года британская компания Hoptroff анонсировала первые карманные атомные часы, которые должны были поместиться в круглом корпусе диаметром 82 мм. В основе часов предполагалось использовать аналогичную микросхему Symmetricom. Удалось ли выпустить эти часы, не сообщается.

Стоит отметить, что в настоящее время уже существуют модели наручных часов, которые показывают

время с точностью атомного источника. В этих так называемых «радиочасах» сигналы точного времени принимаются по беспроводной связи от системы передающих базовых станций с атомными часами.

Ранее в сентябре стало известно, что немецким физикам удалось добиться рекордной синхронизации двух атомных часов по оптоволоконному кабелю с точностью  $10^{-19}$ . При этом точность современных стационарных атомных часов составляет  $10^{-16}$ .

<http://lenta.ru/news/2013/10/02/atomic/>

### Системы высокоточной и безопасной посадки

Концерн «Радиоэлектронные технологии» (КРЭТ) разработал многоспектральный комплекс посадки летательных аппаратов, который снижает опасность внештатных ситуаций в разы. Заход на посадку летательного аппарата — один из самых сложных элементов пилотирования. Именно на этом этапе происходит большинство несчастных случаев. Чтобы уменьшить опасность и сократить риск в несколько раз специалисты КРЭТ разрабатывают специальные инструментальные посадочные системы.

Многоспектральный комплекс посадки (МСКП), разработанный специалистами КРЭТ, обеспечивает высокоточную и надежную посадку пилотируемых и беспилотных летательных средств. Комплекс способен доводить объект до касания с землей, выдерживая направления при пробеге, торможении, выруливании.

Предприятием-изготовителем является Рязанский приборный завод. Разработка МСКП базируется на имеющихся у предприятия научно-технических заделах и опыте применения производимой на их основе аппаратуры. Продукцией завода оснащены лучшие отечественные самолёты типа МиГ-29, Су-27, Су-30.

Для повышения безопасности посадки система строится на базе двух составляющих. Первая, радиотехническая составляющая — система определения относительных координат (СООК) — использует спутниковую технологию для определения параметров движения летательного аппарата и месторасположения посадочной площадки.

Координаты авиатехники и скорости определяют с помощью информации, поступающей от космических навигационных аппаратов, входящих в состав ГЛОНАСС и GPS. Две части системы, одна из которых находится на летательном аппарате, а другая — на предполагаемом месте посадки, информационно взаимодействуют через линию передачи данных. При этом среднеквадратическое отклонение определения координат составляет не более 0,6 м, а отклонение определения скоростей — не более 0,1 м/с.

Вторая, оптико-электронная составляющая — посадочная оптико-электронная система (ПОЭС) — использует разноспектральные каналы технического зрения и набор необходимых функций по автоматизации обработки видеоизображений.

Система сопровождает летательные аппараты, помогает измерить дальность до них и вычислить основные характеристики — координаты, скорость сближения, вертикальную скорость снижения. На экране видеомонитора отображается заходящий на посадку летательный аппарат. При удалении летательного аппарата до 10 км погрешность определения минимальна — угловая относительная ошибка характеризуется отклонением не более 60°, а погрешность определения дальности составляет не больше метра.

Наличие двух составляющих, принципиально по-разному определяющих параметры движения, значительно повышает живучесть системы, а тем самым — безопасность посадки.

[http://rosrep.ru/news/index.php?ELEMENT\\_ID=7611&SECTION\\_ID=1711.10.2013](http://rosrep.ru/news/index.php?ELEMENT_ID=7611&SECTION_ID=1711.10.2013)

### Российские разработчики научили системы мониторинга работать с миллиметровой точностью

Впервые в России осуществлена комплексная интеграция технологий геоинженерии, телекоммуникации, спутниковой навигации ГЛОНАСС/GPS с применением метода математического моделирования состояния контролируемых объектов. Решение представлено в рамках IV международной выставки-форума «ДОРОГА», которая проходит в выставочном центре «Крокус Экспо».

Система автоматически в режиме реального времени отслеживает смещение объектов дорожно-транспортной инфраструктуры и оползневых геомассивов (в постобработке с точностью до 4–5 мм), позволяя не только оперативно реагировать на возникновение нештатных и чрезвычайных ситуаций, но и заранее их прогнозировать, своевременно определять появление дефектов дорожных сооружений.

Система внедрена и успешно отработана на участке федеральной трассы М27 Джубга-Сочи в районе Хостинской эстакады (участок 194–196 км) — наиболее опасном и сложном с точки зрения прочности элементов конструкции. Данный участок дороги имеет стратегически важное значение для бесперебойной и безопасной перевозки грузов и пассажиров в рамках подготовки к XXII зимним Олимпийским играм в Сочи 2014 г. Проект реализован в интересах Федерального дорожного агентства.

Специализированное оборудование позволяет осуществлять мониторинг различных параметров, негативно влияющих на эксплуатацию объектов. Например, проводить трехмерное измерение параметров деформаций, смещений наклонов, вибраций, прогибов элементов конструкций; смещений грунтов; движения грунтовых вод и оползневых массивов на противооползневых сооружениях. При отклонении от допустимых заданных параметров система автоматически формирует сообщение о тревоге и передает данные в диспетчерский центр, который, в свою очередь, может оперативно реагировать на внештатные ситуации и принимать необходимые срочные меры.

Система также может дополнительно контролировать различные процессы. Например, подключенная к системе метеостанция сообщает о состоянии окружающей среды, а видеокамеры обеспечивают контроль обстановки на объектах.

По словам разработчиков системы, оперативное управление ситуацией, прогнозирование и анализ, своевременное принятие мер позволят не только предотвратить несчастные случаи и повысить безопасность функционирования сложных инженерных сооружений дорожной сети, но и существенно сократить расходы на эксплуатацию объектов дорожно-транспортной инфраструктуры.

По результатам экспертизы, проведенной Институтом системного анализа РАН, внедрение системы контроля деформаций и смещений обеспечивает дорожно-эксплуатирующим организациям и службам 15% экономию за счет снижения затрат при проведении ремонтно-восстановительных работ.

«Внедрение системы деформаций и смещений — инновационный проект, аналогов которому нет в России. В Сочи создан уникальный экспериментальный полигон для обработки программно-технических средств, математических моделей и методического аппарата по автоматизированному высокоточному мониторингу сооружений объектов дорожного хозяйства. Отработанные технологические решения могут тиражироваться и применяться для построения региональных и ведомственных автоматизированных систем любой сложности и архитектуры в интересах различных ведомств в целях обеспечения безопасности», — отметил представитель разработчика Виталий Полторацкий.

[vestnik-glonass.ru/~i0gC116.10.2013](http://vestnik-glonass.ru/~i0gC116.10.2013)

### Компания KVH представила многоосевой волоконно-оптический гироскоп DSP-1760

Компания KVH Industries, Inc. представила 21.10.2013 г. многоосевой волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) DSP-1760 на ежегодной Конференции и выставке Ассоциации Армии США (AUSA 2013), проведенной в Вашингтоне.

Представленный ВОГ использует 1, 2 и 3-х осевые модификации, комбинируя их в зависимости от назначения и условий применения. Он может быть оснащен двумя видами разъемов: 15-пиновый Micro-D и 13-пиновый круговой разъем (circular bayonet). Гироскоп обладает приемлемыми характеристиками по стабильности смещения, масштабного коэффициента, случайного ухода. ВОГ отличается уменьшенным по отношению





к предшественникам диаметром волокна, что позволяет обеспечить увеличение общей длины волокна и повысить точность ВОГ в тех же габаритах «катушки».

DSP-1760 предполагает широкие применения, включая автоматизированные системы для горно-бывающей промышленности, наземные, морские и воздушные платформы, роботы для инспекции трубопроводов и других опасных и труднодоступных объектов, требующих крайне точных угловых измерений. ВОГ также интегрирует измерения магнитного поля с измерениями углов, что позволяет получить улучшенные характеристики в условиях наличия большого числа автомашин или работающих трансформаторов и т. д.

[http://www.insidegnss.com/node/3753?utm\\_source=feedburner&utm\\_medium=feed&utm\\_campaign=Feed%3A+insidegnss+%28Inside+GNSS%2921.10.2013](http://www.insidegnss.com/node/3753?utm_source=feedburner&utm_medium=feed&utm_campaign=Feed%3A+insidegnss+%28Inside+GNSS%2921.10.2013)

### Корпорация Northrop Grumman продемонстрировала прототип нового микрогироскопа, использующего магнитный ядерный резонанс



Корпорация Northrop Grumman разработала и продемонстрировала новый прототип микрогироскопа, использующего явление магнитного ядерного резонанса (МГМЯР) и создаваемого для Агентства перспективных оборонных исследований (Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA). Гироскоп должен обеспечивать точную навигацию в условиях применений с ограничениями по габаритам и потребляемой мощности.

Разработка герметично упакованного и успешно продемонстрированного прототипа МГМЯР была проведена на 4-й заключительной стадии Программы DARPA по созданию интегрированных микрогироскопов навигационного класса точности (Navigation-Grade Integrated Micro Gyroscopes (NGIMG) program).

Технология Northrop Grumman, применяемая при создании МГМЯР, использует спин атомного ядра для обнаружения и измерения вращений и обеспечивает характеристики МГМЯР такие же,

как у волоконно-оптических гироскопов навигационного класса точности, в весьма малом и легком модуле с небольшим энергопотреблением. Этот гироскоп не имеет движущихся частей и существенно не восприимчив к вибрациям и ускорениям. Разработанная технология может быть использована в любых приложениях, требующих обеспечения точной навигации с малыми габаритами и низким потреблением энергии, например, для персональной навигации или навигации беспилотных объектов, в условиях пораженной или подверженной поражению GPS.

Начало Программы DARPA относится к октябрю 2005 года.

<http://gpsworld.com/northrop-grumman-demonstrates-micro-gyro-prototype-for-darpa-program/> 23.10.2013

### Поезда РЖД будут взяты по спутниковый контроль

Более тысячи локомотивов РЖД будут оснащены спутниковыми системами контроля на основе ГЛОНАСС до конца 2014 года.

«Оснащение локомотивов ГЛОНАСС-оборудованием способно не только существенно повысить безопасность при осуществлении пассажирских и грузовых перевозок железнодорожным транспортом, но и способствовать общему совершенствованию и модернизации уже существующих систем контроля», — заявил представитель телематической компании.

Уточняется, что вопросы внедрения современных технологий мониторинга и контроля на основе спутниковой системы ГЛОНАСС в целях повышения безопасности перевозок были обсуждены на заседании научно-технического совета ОАО «РЖД» в Москве.

[vestnik-glonass.ru/~9Iidf](http://vestnik-glonass.ru/~9Iidf) 14.11.2013

### Навигационную аппаратуру будут тестировать на устойчивость к глушилкам

Минобороны решило повысить устойчивость системы ГЛОНАСС к помехам, которые могут ставить противники во время боевых действий. Военное ведомство заказало разработку испытательного стенда, который будет имитировать помехи спутниковых глушилок, нацеленных на наземные и авиационные приемники ГЛОНАСС. В результате испытаний устройства «научат» отличать шум от полезного сигнала и обходить помехи.

Военные рассчитывают получить комплекс из изолированной от любых радиосигналов камеры, где установят 24 антенны имитатора сигналов ГЛОНАСС, подключенных к ретранслятору реальных сигналов со спутника, шесть антенн генератора помех и поворотный стенд для симуляции перемещения авиационных приемников. Испытания будут вестись по различным сценариям, подготовленным исполнителем работ, которые также могут быть смоделированы в ходе

исследований. Комплекс изолирует приемник от всех видов электромагнитного излучения и обеспечит проведение чистого эксперимента. Испытывать будут устойчивость сигнала при использовании приемника в условиях применения средств радиоэлектронной борьбы, как в фиксированном положении, так и с моделированием полета на высоте до 10 тыс. км со скоростью до 40 тыс. км/ч.

Как пояснил сотрудник предприятия оборонно-промышленного комплекса, цель работы — изучение поведения устройств в военное время.

— Имитатор создают, чтобы понять, как будут гаситься при помощи воздействия шумом сигналы ГЛОНАСС в случае войны — имитируют те обстоятельства, когда в боевых условиях сигнал ГЛОНАСС может быть недоступен. Цель работы будет заключаться в вынесении предложений либо по изменению частоты модуляции, либо по кодировке сигнала, — сказал собеседник «Известий».

Он также в общих чертах пояснил принцип работы перспективных систем, подготовленных к шумовым атакам: главные предложения по улучшению приемников ГЛОНАСС коснутся корректирования отстройки антенн от радиозумов, в результате чего из смешанного сигнала будет исключаться шумовая составляющая.

— Одна антенна таких систем улавливает направление источника шума, другая работает с навигационным сигналом. Вся система отстраивается от шума, в результате принимается чистый сигнал без помех. Систему научат распознавать шум, и она будет вычлнять его из смешанного сигнала, — добавил эксперт.

Научный руководитель Института космической политики Иван Моисеев считает, что защищать надо не только приемники ГЛОНАСС, но прежде всего — сами навигационные спутники. Эксперт полагает, что аналогичные орбитальные группировки потенциального противника в отличие от российских такой защитой обеспечены.

— Это очень закрытые области, и информации мало, но если посмотреть на американские спутники навигации, они раза в три тяжелее, чем должны были быть. Американцы, говоря о конструкции этих спутников, описывают всё лаконично и скромно. Что может быть там? Видимо, в отличие от наших стоят дополнительные средства, в том числе и противодействия возможным атакам на эти спутники. Наши же спутники не защищены, — предполагает Моисеев.

По решению начальника Генштаба Валерия Герасимова, испытательный стенд будет располагаться в 945-м Главном центре космической геодезии, навигации и картографии Минобороны. Специалисты считают, что постсоветская практика проведения таких испытаний привела к тому, что любые устройства тестируются в лабораторных условиях.

— Дело в том, что последние лет 20 сначала не было денег, а потом просто привыкли, вся аппаратура для испытаний в поле не вывозится, всё тестируется

на имитаторах. Сложности чисто бюрократические: если в лаборатории внутри института испытания проводятся в течение рабочего дня, то для полевых нужно брать командировку, предварительно согласовывать сроки, вести финансовую отчетность, — пояснили «Известиям» на условиях анонимности.

На создание испытательного комплекса Министерство обороны уже выделило из федерального бюджета 350 млн. рублей. 25 ноября 2017 года заказчик должен будет получить законченный опытный образец испытательного стенда. Сейчас в конкурсе на выполнение госзаказа участвуют два предприятия — ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений» (ВНИИФТРИ) и ЗАО «Конструкторское бюро навигационных систем» («КБ НАВИС»).

<http://izvestia.ru/news/560782#ixzz2l1HhMqz>  
18.11.2013

### **Представители фирмы UrsaNav приняли передатчик eLoran NL40, произведенный компанией Nautel's Hackett's Cove**

После интенсивных испытаний на базе фирмы Nautel's Hackett's Cove Представители фирмы UrsaNav приняли передатчик eLoran NL40, произведенный компанией Nautel's Hackett's Cove. Это передатчик седьмого поколения, который является результатом более чем шестилетнего интенсивного сотрудничества между этими двумя компаниями. Передатчик соответствует или превосходит требования Береговой охраны США. Он способен передавать сигналы Loran-C, eLoran, Чайка и eЧайка в любой комбинации уровней мощности, превышающих один мегаватт.

eLoran рассматривается как наиболее экономичное, эффективное и широкозонное наземное дополнение и альтернатива глобальным навигационным спутниковым системам в том случае, когда последние недоступны

<http://gpsworld.com/ursanav-accepts-delivery-of-first-production-nautel-nl40-eloran-transmitter/>  
November 19, 2013

### **Прототип GPS III подтверждает совместимость с существующим созвездием**

Прототип GPS III производства Lockheed Martin подтверждает совместимость с существующим на орбитах созвездием спутников GPS. В течение проведенных 17 октября он был успешно связан с помощью кросс-линий (cross-links) и симулятором ВВС США существующей орбитальной группировки, в которую входят спутники GPS IIR, GPS IIR-M и GPS IIF. Испытания также продемонстрировали способность приемника ВВС отслеживать навигационные сигналы, передаваемые полноразмерным прототипом спутника



GPS III на базе BBC Кейп Канаверел (см. рисунок). Последний был поставлен на базу 19 июля этого года.

Работы по GPS III – критически важная для BBC США программа. Спутник GPS III предназначен для замены стареющих космических аппаратов (КА). Обновленная группировка будет отвечать возрастающим требованиям военных и гражданских потребителей, иметь в три раза лучшую точность, обеспечивать в восемь раз более мощную способность противодействия помехам. Спутник GPS III будет также иметь на 25% больший срок жизни по сравнению со спутниками предшествующего поколения. Кроме того, уже первые КА будут передавать новый гражданский сигнал L1C, который является средством обеспечения взаимодействия с другими спутниковыми системами.

Lockheed Martin (в команде с фирмами ITT Exelis, General Dynamics, Infinity Systems Engineering, Honeywell, ATK и др.) имеет контракт на производство и поставку четырех КА GPS III, а также соглашение на создание компонентов еще для четырех спутников. Ожидается, что первый готовый КА GPS III прибывает на Кейп Канаверел в 2014 году для его запуска в 2015 году.

<http://gpsworld.com/gps-iii-prototype-proves-compatibility-with-existing-constellation/> 21.11. 2013

## Технологическое решение СпейсТим обеспечит стабильный мониторинг транспорта без покрытия GSM сетей

СпейсТим холдинг разработал новое технологическое решение для мониторинга транспорта и спецтехники, работающих в зонах с недостаточным покрытием GSM сетей. Специалисты СпейсТим осуществили интеграцию спутникового и навигационно-связного оборудования, что позволило автоматически в режиме реального времени переключаться на доступный канал передачи данных (спутниковая связь, сотовая связь, Wi-Fi). По словам разработчиков, инновационное решение обеспечит не только максимально стабильную работу системы мониторинга и управления транспортными средствами, но и существенную экономию трафика (передача данных по сетям спутниковой связи осуществляется только в условиях недостаточного покрытия GSM сетей). В состав комплекта навигационно-связного оборудования входят два терминала: STAB® Liner 108, который имеет GSM-модуль для работы с сотовыми сетями и Wi-Fi модуль, и SkyWave IDP 690, работающий с сетями спутниковой передачи данных Inmarsat. Комплект оборудования имеет общий ID-номер, благодаря которому транспортное средство на электронной карте местности отображается как единый элемент. Связка из терминалов STAB® Liner и SkyWave работает с максимальными возможностями, включая конфигурацию с широким спектром периферийного оборудования (тревожная кнопка, датчики уровня топлива, датчики механизмов, индуктивные датчики и мн. др.).

Терминалами STAB® Liner и SkyWave оснащена спецтехника Областного государственного учреждения «Управление по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и пожарной безопасности Томской области» (ОГУ «УГОЧСПБ»), задействованная в ликвидации последствий чрезвычайных происшествий.

[http://space-team.com/prensa/detail/spaceteam\\_gsm/](http://space-team.com/prensa/detail/spaceteam_gsm/) 21.11.2013

## Фирма Qualcomm Technologies, Inc. сотрудничает с Samsung по использованию BeiDou для мобильного местоопределения

Фирма Qualcomm Technologies, Inc. сотрудничает с Samsung (Galaxy Note 3) по использованию BeiDou для мобильного местоопределения для смартфонов и других гаджетов. В частности, технология Qualcomm IZat, использующая сигналы BeiDou, позволяет увеличить число сигналов спутников и повысить точность местоопределения.

<http://gpsworld.com/qualcomm-collaborates-with-samsung-to-be-first-to-employ-beidou-for-location-based-mobile-data/> 22.11.2013



## США одновременно испытали на авианосце два палубных беспилотника



ВМС США 9–19 ноября 2013 года провели расширенные испытания палубного беспилотного летательного аппарата – демонстратора технологий X-47B UCAS-D, сообщает Defense News. Проверки проводились на палубе авианосца «Теодор Рузвельт». Впервые в программе испытаний X-47B на палубе авианосца испытания проходили одновременно два аппарата: один выполнял взлет и посадку на корабль, а второй – совершал полеты между «Теодором Рузвельтом» и береговой базой.

В целом, за 11 дней испытаний беспилотники прошли проверку на управляемость и возможность маневрирования на палубе авианосца, а также выполнили посадки на корабль при сильном ветре. Кроме того, военные совместно с компанией Northrop Grumman, создавшей X-47B, испытали автоматическую систему посадки беспилотника на палубу, использующую, помимо прочего, и навигационные данные GPS. Другие подробности испытаний пока не известны.

Как ожидается, испытания беспилотников X-47B будут производиться на авианосце до конца 2014 финансового года (закончится 30 сентября будущего года). Проверки аппаратов проводятся в рамках продленной программы испытаний. Основная программа испытаний завершилась в июле 2013 года, когда один из двух X-47B выполнил несколько автоматических посадок на палубу авианосца «Джордж Буш».

На основе испытаний демонстратора технологий X-47B командование ВМС США намерено разработать требования к перспективным палубным беспилотникам. Эти требования, как ожидается, будут обнародованы в 2014 году. Первые контракты на разработку новых образцов беспилотников могут быть подписаны уже в конце 2014 финансового года. О намерении создать аппараты, подобные X-47B, уже объявили компании Northrop Grumman, General Atomics, Boeing и Lockheed Martin.

<http://lenta.ru/news/2013/11/25/x47b/>

## Sony встроит в парик камеру и приемник GPS

Компания Sony направила в Патентное бюро США (USPTO) заявку, в которой описан «умный парик» (SmartWig), передает Bloomberg. Аксессуар относится к классу носимых компьютеров и способен выполнять те же задачи, что и «умные часы» и «умные очки».

В парик могут быть встроены приемник GPS, камера, вибромоторы, модули Bluetooth и Wi-Fi, датчики пульса, давления и температуры тела и другие компоненты. Для обмена данными парик можно подключить к мобильному устройству. SmartWig, отмечается в патентной заявке, выглядит как обычный парик. Находящаяся в нем электроника скрыта от посторонних глаз. Парик может быть изготовлен из натуральных или искусственных волос, конского волоса, перьев или шерсти. Sony в заявке подчеркивает, что парик отличается от других носимых устройств тем, что им удобнее управлять, а также тем, что он «выглядит естественно» и не привлекает к себе внимания.

Представитель Sony Саори Такахаси (Saori Takahashi) рассказала, что компания изготовила три прототипа парика. Они имеют разное назначение: один – «навигационный», другой – «медицинский», а третий – «для презентаций».

«Навигационный» парик указывает нужное направление движения и может быть использован слепыми людьми. Инструкции передаются с помощью вибромоторов. По данным с приемника GPS и камеры родственники могут определить, где находится пользователь.

«Медицинский» парик с помощью набора датчиков измеряет температуру, давление и пульс своего хозяина. Эта информация может отправляться, например, лечащему врачу пользователя. В «парике для презентаций» размещены лазерная указка и пульт для переключения слайдов на экране.

Разработку «носимых устройств» ведут многие компании. Большинство проектов – это наручные часы, подключаемые к мобильному аппарату. Такое устройство выпускает в том числе и Sony. Google, в свою очередь, предлагает совместить компьютер с очками, а китайская ZTE, по неофициальным данным, намерена встроить электронику в обувь.

<http://lenta.ru/news/2013/11/28/smartwig/>

## «Галилео» стремится в мультисозвездие

Европейское агентство по ГНСС (GSA) опубликовало свой доклад о будущих тенденциях глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) на рынке. GSA отмечает, быстрое развитие рынка. В докладе отмечается динамичное развитие рынка, предполагаются многообещающие перспективы для мультисозвездия ГНСС, в том числе европейской системы «Галилео». Исполнительный директор GSA Карло де Дордес сказал: «Рынок ГНСС переживает бурное развитие,



и, несмотря на недавний экономический спад, объём, установленных устройств на базе ГНСС, в мире превысил два миллиарда единиц.» Число устройств вырастет почти в четыре раза в течение ближайшего десятилетия до семи миллионов — почти один ГНСС приемник на каждого человека на планете к 2022 году. Большая часть этого роста приходится на регионы вне Европы и Северной Америки.

Источник: Европейское агентство по ГНСС (GSA)

**Короткая ссылка: [vestnik-glonass.ru/~xFp6Y](http://vestnik-glonass.ru/~xFp6Y)  
28.11.2013**

## Южный округ получил новую систему управления с ГЛОНАСС

Командный пункт Южного военного округа получил новую мобильную автоматизированную систему управления боевыми действиями средств противовоздушной обороны «Поляна-Д4М1». Об этом, как сообщает РИА Новости, заявил начальник пресс-службы ЮВО полковник Игорь Горбуль. По его словам, эта система оснащена навигационной аппаратурой ГЛОНАСС.

АСУ размещена на четырех автомобилях: пункт боевого управления, командно-штабная машина, автоматизированные рабочие места и подвижная электростанция. Автоматизированная система благодаря ГЛОНАСС способна определять точное местоположение и текущее время, необходимые для точного управления и синхронизации действий систем ПВО. АСУ способна осуществлять непрерывную работу на протяжении 48 часов.

В целом комплекс может обрабатывать и отображать информацию о нескольких сотнях воздушных целей, вести сопровождение нескольких десятков летательных аппаратов и выдавать целеуказания огневым средствам с интервалом от одной до трех секунд. Система предназначена для автоматизированного управления смешанной группировкой ПВО, в которую могут входить зенитные комплексы С-300В, «Тор», «Бук», «Тунгуска» и «Панцирь-С1».

<http://lenta.ru/news/2013/11/29/glonass/>

## Европарламент одобрил финансирование европейской спутниковой навигационной программы до 2020 года

Как сообщается на сайте Sensors & Systems, Европейская комиссия получила одобрение со стороны Европарламента планов финансирования и реализации двух европейских программ спутниковой навигации — Galileo и EGNOS — на период с 2014 по 2020 годы. Совокупный бюджет программ составит 7 млрд. евро и будет израсходован на создание инфраструктуры спутниковой навигации; осуществление необходимых операций; своевременное обновление оборудования и пересмотр задач; разработку важнейших составляющих таких, как предназначенные

для Galileo комплекты чипов или приёмных устройств; а также, что особенно важно, предоставление услуг. Европейская комиссия по-прежнему будет нести ответственность за развитие программ и осуществлять за ними наблюдение. Европейское GNSS-агентство будет постепенно принимать управление реализацией программ, в то время как Европейское космическое агентство (ESA) останется ответственным за развертывание программы Galileo и разработку систем нового поколения. Источник: ГИС-Ассоциация

<http://www.sensorsandsystems.com/news/top-stories/corporate-news/32352-european-parliament-approves-financing-for-the-european-satellite-navigation-programmes-until-2020.html> 01.12.13

## Приемник ГНСС Leica для измерений изменений в толще Земли



Компания Leica объявила о выходе в свет ГНСС-приёмника GMX901plus, предназначенного для точного измерения структурных изменений в толще земли — стен шахт, косогоров, дамб и зданий. По умолчанию устройство осуществляет приём сигнала в диапазоне L1 GPS. Для высокоскоростных и высокоточных применений приёмник может быть улучшен путём добавления модуля приёма L1/L2 GPS\ГЛОНАСС с частотой обновления до 5 Гц.

Leica GMX901plus спроектирован с расчетом на низкое потребление энергии, высокое качество измерений, простоту и надёжность. Устройство имеет прочный корпус, обеспечивающий надёжную защиту от воды, тепла, холода и вибрации. Приёмник можно легко встроить в существующую инфраструктуру для мониторинга конструктивных деформаций техногенных объектов. Leica GMX901plus легко взаимодействует с программным обеспечением (ПО) постобработки и хранения геоданных Leica GNSS Spider. Для непосредственного наблюдения можно использовать фирменное ПО Leica GeoMoS или любой другой пакет, работающий через стандартный NMEA интерфейс.

В продаже ГНСС-приёмник Leica GMX901plus появляется в середине декабря 2013 года.

[http://gps-club.ru/gps\\_news/detail.php?ID=10471605](http://gps-club.ru/gps_news/detail.php?ID=10471605).12.2013

[http://www.leica-geosystems.ru/ru/Leica-GMX901plus\\_66501.htm](http://www.leica-geosystems.ru/ru/Leica-GMX901plus_66501.htm)

## Чипсет Qualcomm Snapdragon 410 со 4G LTE World Mode

Компания Qualcomm Technologies представила новый чипсет Snapdragon 410 со встроенной поддержкой работы в режиме 4G LTE World Mode. Чипсеты Snapdragon 410 производятся по новому 28нм техпроцессу, оснащены 64-битными процессорами, графическим ускорителем Adreno 306, поддерживают воспроизведение видео в формате 1080p и оснащены 13 Мп фотоматрицей.

Snapdragon 410 могут работать как в сетях 4G LTE, так и в сетях 3G. При этом они поддерживают все режимы и частотные диапазоны, используемые во всем мире, и могут работать с телефонами, в которых используется 2 или 3 SIM-карты. Новые чипсеты поддерживают все технологии Qualcomm, включая Wi-Fi, Bluetooth, FM и NFC, а также работают со спутниковыми сигналами систем GPS, ГЛОНАСС и Бэйдоу, благодаря чему позволяют с высокой скоростью и точностью определять местоположение смартфона. Чипсет также поддерживает все наиболее популярные операционные системы, в том числе Android, Windows Phone и Firefox.

Qualcomm Technologies представит референс-дизайн (QRD) Snapdragon 410 с поддержкой Front End решения Qualcomm RF360. Предположительно, первые образцы Snapdragon 410 будут выпущены уже в первом полугодии 2014 года, а поставки для коммерческих устройств начнутся во втором полугодии.

[http://gps-club.ru/gps\\_news/detail.php?ID=105064](http://gps-club.ru/gps_news/detail.php?ID=105064)

<http://gpsworld.com/qualcomm-introduces-chipset-with-integrated-4g-lte-world-mode-for-high-volume-smartphones/> 9.12.2013

## Корпорация Broadcom представила новый ГНСС-чип, работающий по системам GPS, ГЛОНАСС, QZSS, SBAS и Бэйдоу

Корпорация Broadcom представила новый ГНСС-чип BCM47531, позволяющий определять место по пяти спутниковым системам (GPS, ГЛОНАСС, QZSS, SBAS и Бэйдоу). Новая система Бэйдоу позволила увеличить количество спутников, доступных для смартфонов, повысив тем самым точность навигации в местах скопления высотных зданий и прочих построек.

По данным Gartner, в первом квартале 2013 года только в одной Азии конечным пользователям было продано более 226 миллионов мобильных телефонов. Таким образом, доля региона составила 53,1% от общего числа телефонов, проданных по всему миру. По мере популяризации смартфонов пользователи все чаще выбирают картографические и навигационные сервисы. Новая система на кристалле (SoC) Broadcom построена на базе широко применяемой архитектуры, которая позволяет сократить время первого местоопределения (TTFF), быстро

установить местоположение смартфона и загрузить карты. Чипсет оснащен трехдиапазонным приемником, способным принимать сигналы во всех основных навигационных диапазонах одновременно. Работая с различными комбинациями спутниковых систем, пользователи могут добиваться получения наиболее точных и целостных данных в любой точке мира.

Платформа BCM47531 поддерживает фирменную вспомогательную LBS-технология Broadcom, сокращающую время первого местоопределения до нескольких секунд, в отличие от нескольких минут, которые требуются для получения орбитальных данных от самих спутников.

- Основные характеристики и преимущества BCM47531:
- поддержка одновременной работы с пятью спутниковыми системами (GPS, ГЛОНАСС, QZSS, SBAS и Бэйдоу), позволяющая рассчитывать местоположение на основе сигналов 88 спутников;
  - трехдиапазонный приемник, одновременно работающий со всеми навигационными диапазонами, без необходимости дополнительного конфигурирования и переключений;
  - поддержка сигналов Бэйдоу, повышающих точность навигации в два раза;
  - лучшие в классе вспомогательные ГНСС-данные (AGNSS), получаемые через сеть опорных станций Broadcom;
  - возможность использовать наилучший сигнал любого спутника, вне зависимости от системы, обеспечивая высокую точность позиционирования в городских и горных условиях;
  - продвинутая система обработки сигналов для подавления помех;
  - поддержка сетевых решений Broadcom, включая Wi-Fi, Bluetooth Smart, NFC, IMES, а также данных инерциальных сенсоров для навигации внутри помещений.

[http://gps-club.ru/gps\\_news/detail.php?ID=105060](http://gps-club.ru/gps_news/detail.php?ID=105060)

<http://gpsworld.com/broadcom-offers-gnss-location-chip-with-beidou-support/> 9.12.2013

## Министерство обороны Ирана открывает новую наземную систему местоопределения

Тегеран (FNA) — В воскресенье Министерство обороны Ирана представило наземную систему местоопределения (позиционирования) собственного производства для применения в различных военных, авиационных и навигационных отраслях.

«Позиционирование есть одна из основ военных действий в воздухе, на суше и море», — сказал министр обороны бригадный генерал Хусейн Дехкан, выступая на церемонии в Тегеранском университете Малека Аштра, посвященной представлению системы.

Он подчеркнул, что позиционирование находит применение в невоенных областях, включая

автомобильный и железнодорожный транспорт, авиацию, навигацию, строительство и картографию.

Детализируя рабочие характеристики этой наземной системы позиционирования, Декхан сказал: «При использовании этого метода сигналы позиционирования излучаются радиопередающими станциями, размещаемыми на суше, и желающие смогут определять свое местонахождение с некоторым уровнем точности путем приема этих радиосигналов».

«Эта наземная система позиционирования образована из нескольких подсистем и технологий, включающих мощные передатчики, антенны и оборудование синхронного излучения сигналов», — добавил он.

Исходя из ремарок иранского министра обороны, эта наземная система позиционирования полностью

отличается от Глобальной системы позиционирования (GPS), которая является космической спутниковой навигационной системой.

GPS дает информацию о местонахождении и времени при любой погоде в любом месте земного шара и вокруг него, где обеспечивается прямая видимость четырех и более спутников GPS. Эта система предоставляет критически важные возможности для военных, гражданских и коммерческих потребителей по всему миру. Она обслуживается правительством США и полностью доступна любому потребителю при наличии приемника GPS.

<http://english.farsnews.com/newstext.aspx?nn=13920924000713>



АКРОБАТ II LICENSE EXPIRES

# ЗАСЕДАНИЕ СОВЕТА ГЛАВНЫХ КОНСТРУКТОРОВ ПРЕДПРИЯТИЙ – РАЗРАБОТЧИКОВ И ПРОИЗВОДИТЕЛЕЙ НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ

## MEETING OF THE BOARD OF HEAD DESIGNERS OF NAVIGATION EQUIPMENT DESIGN AND MANUFACTURE PLANTS

24 октября 2013 г. в здании Московского государственного университета геодезии и картографии (МИИГАиК) состоялось очередное заседание Совета главных конструкторов предприятий разработчиков и производителей навигационной аппаратуры (Совета ГК НАП). На заседании обсуждались вопросы обеспечения совместимости и взаимодополняемости глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) с учетом планов их развития, создания, требований потребителей и прогноза развития радиоэлектронной компонентной базы.

В частности, рассмотрели проблемы, связанные с моделями и процедурами многосторонней координации совместимости, выявлением и исключением влияния источников помех на сигналы ГНСС, глобального мониторинга характеристик открытых сигналов ГНСС, вопросы взаимодополняемости открытых навигационных сигналов.

Открыл заседание Председатель Совета главных конструкторов предприятий – разработчиков и производителей навигационной аппаратуры **В. Н. Бабаков**. Он рассказал о некоторых результатах работы Совета за истекший период и познакомил собравшихся с планом проведения настоящего заседания. В своем выступлении Председатель Совета выразил озабоченность тем, что российский рынок навигационной аппаратуры потребителей в значительной степени принадлежит зарубежным производителям, и даже спецпотребители нередко используют зарубежную аппаратуру, причем зачастую не отвечающую установленным требованиям.

До сих пор практически не используются технические требования, которые были одобрены Советом. Более того, создается впечатление, что это делается даже целенаправленно. В результате сегодня в МЧС, МВД, таможенной службе широко используются китайские приемники, принципиально не соответствующие выработанным требованиям и не позволяющие в полной мере использовать возможности системы ГЛОНАСС. Борьба за рынок спецпотребителей российские разработчики и производители НАП должны путем соответствия высокому уровню

требований для подобной аппаратуры, постоянно развивая собственные технологии и алгоритмы.

Далее Председатель проинформировал собравшихся о том, что по результатам работы секретариата Совета разработаны и подготовлены к печати четыре ГОСТа, три из которых посвящены общим требованиям, классификации, терминам и определениям, связанным с навигационно-информационными системами, и один – требованиям к навигационным модулям гражданского назначения. Они должны вступить в действие с 1 января 2014 года.

Готовятся также к опубликованию еще несколько нормативных документов, касающихся требований к навигационным модулям, предназначенным для использования в аппаратуре специального назначения.

Заслушали доклад представителя ОАО «ИСС им. Академика М. Ф. Решетнева» **Ревнивых С. Г.** об основных целях и задачах рабочей группы «А» Международного комитета ООН по глобальным навигационным спутниковым системам (ICG) в части взаимодополняемости ГНСС. Отмечено, что, учитывая важность и своевременность вопросов, касающихся обеспечения взаимодополняемости и совместимости существующих и перспективных ГНСС для разработчиков и производителей навигационной аппаратуры потребителей системы ГЛОНАСС, поддерживать инициативу Международного комитета по ГНСС по проведению ряда семинаров по указанной тематике в различных государствах, являющихся провайдерами предоставления навигационных услуг различным категориям пользователей.

Докладчиком предложено активизировать участие представителей федеральных органов исполнительной власти, заинтересованных предприятий промышленности, научных организаций в деятельности Международного комитета по ГНСС по обеспечению взаимодополняемости и совместимости ГНСС.

Совет отмечает, что исходя из определения совместимости ГНСС, принятого Международным комитетом по ГНСС, показатели совместимости (рассчитанные по Рекомендации ITU-R M.1831) существенно лучше для ГНСС, навигационные радиосигналы



которых излучаются на разных несущих частотах. Взаимодополняемость ГНСС с точки зрения надежности координатно-временного обеспечения потребителей в условиях воздействия непреднамеренных и преднамеренных помех также лучше для ГНСС, навигационные радиосигналы которых излучаются на разных несущих частотах.

В обсуждении доклада приняли участие: д.т.н., профессор НИУ «МЭИ» **Перов А. И.**, заместитель главного конструктора ОАО «ВНИИРА-Навигатор» **Саута О. И.**, начальник отдела ОАО «Российские космические системы» **Бакитько Р. В.**

В их выступлениях отмечено, что российская система ГЛОНАСС на долгое время сохранит частотное разделение навигационных сигналов, хотя и будет постепенно вводить кодовое разделение. Кодовый сигнал будет вводиться по утвержденной программе, а частотный сигнал был, есть и будет до тех пор, пока на него есть спрос.

Составляющие основу группировки ГЛОНАСС космические аппараты «Глонасс-М» излучают сигналы только в двух частотных диапазонах. Одним из направлений развития системы ГЛОНАСС станет освоение новых сигналов, в частности L3.

Сигнал с кодовым разделением в частотном диапазоне L3 впервые применён на спутнике нового поколения «Глонасс-К», который сейчас проходит летные испытания. Преимущество использования этой частоты заключается в том, что она позволяет передавать больше информации, повышает помехозащищённость радиосигналов и увеличивает надёжность навигации.

Особенностью космических аппаратов с частотным и кодовым разделением сигналов станет наличие на их борту сразу двух антенн, одна из которых будет излучать кодовый сигнал, другая частотный. Производители навигационной аппаратуры

потребителей должны будут учесть эту особенность в своей работе.

Принято решение принять к сведению доклад **Ревнивых С. Г.** об основных целях и задачах рабочей группы «А» Международного комитета ООН по глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС) (ICG) в части взаимодополняемости ГНСС и продолжить деятельность рабочей группы Совета по оценке взаимодополняемости и совместимости ГНСС.

Заслушали доклад начальника отдела Аппарата главного конструктора НАП **Силина С. В.** «Анализ результатов оценки взаимодополняемости ГНСС на основе опроса участников Совета главных конструкторов предприятий – разработчиков и производителей НАП».

Заслушали доклад **Харисова В. Н.** «Проблема имитационных помех для открытых сигналов ГНСС». В докладе отмечено, что в настоящее время все более актуальной становится проблема защиты открытых сигналов ГНСС от имитационных помех, скрытно искажающих результаты навигационно-временных определений и поэтому представляющих особую опасность для внедрения технологий ГНСС в различных областях народного хозяйства.

Выступили также технический директор «СПИРИТ-Навигация» **В. А. Свириденко**, который рассказал о разработке компанией «СПИРИТ-Навигация» технологии позиционирования в помещениях, а также представитель Росавиации **Бернацкий С. В.**, сообщивший о ходе выполнения приказа Минтранса № 35, который определяет порядок внедрения аппаратуры ГЛОНАСС на воздушных судах, в том числе иностранного производства.

*Сообщение подготовлено редакцией по материалам секретариата Совета ГК НАП.*



## СЕМИНАР «ЭРА-ГЛОНАСС»: ОТ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ К РЫНКАМ УСЛУГ»

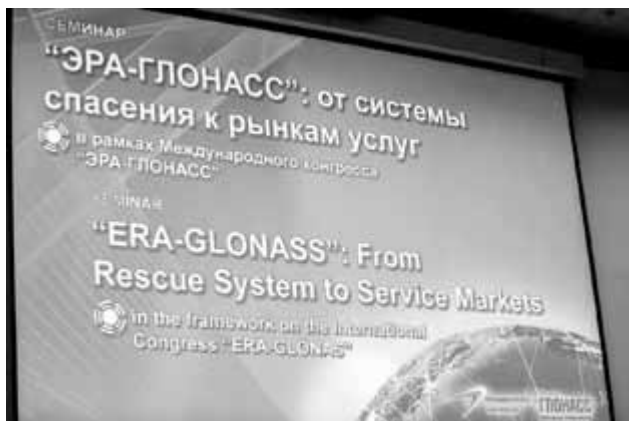
### SEMINAR «ERA-GLONASS»: FROM RESCUE SYSTEM TO SERVICE MARKETS»

1 ноября 2013 г. на площадке МВЦ «Крокус Экспо» прошел семинар «ЭРА-ГЛОНАСС»: от системы спасения к рынкам услуг». Организаторы семинара Некоммерческое партнерство «Содействие развитию и использованию навигационных технологий» (НП «ГЛОНАСС») – федеральный сетевой оператор в сфере навигационной деятельности.

Мероприятие открыл Цыденов Алексей Самбуевич, Заместитель Министра транспорта Российской Федерации с выступлением на тему «Статус создания системы «ЭРА-ГЛОНАСС».

В своем выступлении Алексей Самбуевич отметил важность системы «ЭРА-ГЛОНАСС» как для обеспечения безопасности на дорогах, так и для развития инновационных технологий. По его мнению, ввод системы экстренного реагирования при авариях позволит снизить смертность на дорогах на 4000 человек ежегодно. Он сообщил, что подобная система реагирования при авариях «E-call» также создается в Соединенных Штатах Америки, Бразилии и ряде европейских стран.

«Готовность российской системы экстренно реагирования при авариях находится на очень



высоком уровне, опережая все мировые аналоги,— сказал Алексей Самбуевич.— В 2012 году был создан опытный образец системы «ЭРА-ГЛОНАСС», которая будет запущена в эксплуатацию в декабре этого года». Срок создания проекта в нашей стране составил 3 года и 7 месяцев. При этом эскизное проектирование началось в 2010 году, а техническое проектирование — в 2011 году.

**В СЕМИНАРЕ ПРИНЯЛИ УЧАСТИЕ:**

- Представители федеральных органов исполнительной власти Российской Федерации.
- Представители Республики Беларусь и Республики Казахстан — государств-участников Таможенного союза
- Представители российских и зарубежных государственных организаций и ведомств, ответственных за разработку и реализацию государственной политики в сфере навигационной деятельности и обеспечения безопасности на транспорте
- Автопроизводители
- Операторы связи
- Разработчики и производители автомобильного оборудования

- Сервис — провайдеры информационно-навигационных и телекоммуникационных услуг
  - Российские и зарубежные эксперты
- Участники семинара были проинформированы о ходе реализации проекта создания в Российской Федерации системы экстренного реагирования при авариях «ЭРА-ГЛОНАСС», отработке взаимодействия с системой обеспечения вызова экстренных оперативных служб по единому номеру «112» и экстренными оперативными службами, гармонизации российской системы с европейской системой eCall, готовности производителей оборудования и автопроизводителей к выполнению требований системы «ЭРА-ГЛОНАСС», возможности использования системы «ЭРА-ГЛОНАСС» в интересах модернизации транспортного комплекса и развития рынков навигационно-информационных услуг.

Всего в семинаре приняли участие 153 компании из 11 стран (Швеция, Чехия, Германия, Финляндия, Франция, Израиль, Италия, Япония, Республика Беларусь, Республика Казахстан, России).

*Пресс-служба компании «Профессиональные конференции» 5 ноября 2013*



## XXXVI ОБЩЕЕ СОБРАНИЕ АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

### XXXVI GENERAL ASSEMBLY OF THE NAVIGATION AND MOTION CONTROL ACADEMY

1 ноября 2013 г. в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана состоялось XXXVI Общее собрание Академии навигации и управления движением. Собрание было приурочено к 75-летию кафедры МГТУ «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»

Научная сессия включала следующие доклады:  
**С.Ф. Коновалов (МГТУ им. Н.Э.Баумана)**

«Гибридные МЭМС гироскопы и акселерометры, производимые на отечественной технологической базе».

**А.И.Новиков (ОАО «ЦНИИАГ»)**

«Информационно-измерительный комплекс ориентации и навигации летательного аппарата».

**О.С. Салычев (МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

«Многоплатформенный метод в инерциальной навигации».

**Л.Н. Евстратов (ЗАО «Лесков»), В.В.Козлов, А.В.Кулешов, В.В.Фатеев (МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

«Гиростабилизаторы кино- и телеаппаратуры (Опыт разработки и применения)».

**В.О. Князев (ОАО НПП «Геофизика-Космос»)**  
 «Звездные датчики ориентации, интегрированные с МЭМС гироскопами».

Состоялся также отчет Президиума о работе Академии за период с 29.05.2013 г. по 01.11.2013 г. С докладом выступил Главный ученый секретарь Академии профессор А.В. Небылов. Рассмотрены организационные вопросы.



## **IV МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ «РОССИЯ–ИННОТЕХ 2013»: «Инновационные технологии и экономические механизмы для реализации целей и задач Транспортной стратегии РФ на период до 2030 г.»**

### **IV INTERNATIONAL FORUM «RUSSIA–INNOTECH 2013»**



21 ноября 2013 в Москве, в гостинице «Мариотт Гранд», состоялся IV Международный Форум «Россия – Иннотех 2013»: «Инновационные технологии и экономические механизмы для реализации целей и задач Транспортной стратегии РФ на период до 2030 г.», который был организован «Союзом транспортников России» совместно с компанией «Партнерство Международное Деловое Сотрудничество». Мероприятие прошло при официальной поддержке Государственной Думы Российской Федерации.

В работе форума приняли участие представители федеральных и региональных органов власти, профильных министерств и ведомств, руководители ведущих российских и зарубежных транспортных компаний, представители общественных организаций и профессиональных объединений, специалисты

различных областей науки и техники. Партнерами мероприятия стали компании ОАО «Газпромбанк», KapschTrafficCom (Австрия) и Samsung Enterprise Rus Company.

На Пленарном заседании, модератором которого выступил заместитель Министра транспорта РФ Алексей Цыденов, представили свои доклады первый заместитель председателя Комитета Госдумы РФ по транспорту и президент Союза транспортников России Виталий Ефимов, заместитель руководителя Федеральной службы по надзору в сфере транспорта Владимир Черток и другие участники.

«Высокопроизводительные транспортные системы в мире стали развиваться примерно 25–30 лет назад. Сейчас созданы новейшие технологии, которые активно внедряются на Западе, а у нас пока не применяются. В результате производительность транспортных средств

в России в 2–4 раза ниже, что мешает повышению конкурентоспособности национальной продукции,— отметил Виталий Ефимов.— Интеллектуальные транспортные системы не могут развиваться без государственной стратегии по ИТС, которой у нас пока нет, в то время как во многих странах решением этого вопроса занимаются мощные правительственные комиссии или комитеты. Нам тоже нужно объединить потенциал бизнеса и власти для работы в данном направлении».

«Любая стратегия всегда строится на каких-то компромиссах, на учете интересов всех участников рынка. Предприятия-перевозчики, поставщики продукции и техники — все они должны обмениваться мнениями, обсуждать,— подчеркнул Владимир Черток.— В этом процессе обязательно должна участвовать власть, чтобы видеть тенденции развития общества, своевременно корректировать нормативные и законодательные документы, обеспечивать эффективное и безопасное развитие транспортной сферы».

Важными пунктами Транспортной стратегии РФ на период до 2030 года являются развитие высокоскоростного железнодорожного сообщения и внутреннего водного транспорта. Этим вопросам были посвящены доклады Первого вице-президента ОАО «РЖД», генерального директора ОАО «Скоростные магистрали» Александра Мишарина и директора Департамента государственной политики в области

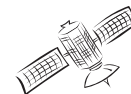
морского и речного транспорта Минтранса России Константина Пальникова.

В рамках форума прошла 5-я Международная конференция «Интеллектуальные транспортные системы России 2013», соорганизатором которой выступила Ассоциация «ИТС-Россия» совместно с Московским автомобильно-дорожным государственным техническим университетом (МАДИ). Модератором конференции выступил Владимир Крючков, председатель общего собрания НП «ИТС-Россия». Он обозначил одну из главных тем для обсуждения — необходимость разработки закона об интеллектуальных транспортных системах в России. «Мнение участников рынка сегодня имеет возможность быть реализованным в проекте закона, который разрабатывается для того, чтобы инновации получили более широкое распространение в России»,— отметил Владимир Крючков.

Форум сопровождался выставкой, на которой представили результаты своей работы Союз транспортников России, «Ассоциация европейского бизнеса», российское представительство штата Мэриленд, а также компании отрасли, такие как KapschTrafficCom, «ГЛОНАСС-Форум», ГЕА.

*Пресс-релиз от 27-11-2013*

**Контакты для СМИ: Елена Хренкова, Елена Цветкова  
Телефон/факс: +7 (495) 609-67-66**





УДК 621.396.983

# К ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ ФАЗОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ «МАРШРУТ»

С. Б. Болошин<sup>1</sup>

*В статье освещаются вопросы создания и развития отечественной сверхдлинноволновой фазовой радионавигационной системы «Маршрут». Рассмотрены основные технические и организационные вопросы разработки и строительства системы, приведены сведения об этапах и основных участниках работ.*

**Ключевые слова:** гиперболическая, ЛНИРТИ, «Маршрут», радионавигационная, РИРВ, система, фазовая.

## THE HISTORY OF DEVELOPMENT OF THE MARSHRUT PHASE RADIO NAVIGATION SYSTEM

S. B. Boloshin

*The paper describes the development and implementation of the national ultralongwave phase radionavigation system Marshrut. Principal technical and institutional issues of the development and construction are considered and information about the stages and main participants is given.*

**Key Words:** hyperbolic, Marshrut, phase, radionavigation, RIRT, system.

Работы по созданию отечественной сверхдлинноволновой радионавигационной системы (СДВ РНС) «Маршрут» [1] зародилось во Всесоюзном научно-исследовательском институте радиоаппаратуры (ВНИИРА). Начало положено в НИР «Кордон» (научный руководитель Ю. К. Коровин), в результате которой был сделан вывод о целесообразности создания СДВ РНС. Система разрабатывалась по Постановлению Совета Министров (СМ) СССР от 11.04.56 г. как разностно-дальномерная, работающая в диапазоне частот 12–30 кГц с дальностью действия 8000–10000 км, для обеспечения навигации кораблей, подводных лодок и самолетов [2].

При организации Ленинградского научно-исследовательского радиотехнического института (ЛНИРТИ), сейчас Российского института радионавигации и времени (РИРВ), коллектив разработчиком системы под руководством главного конструктора Г. В. Головушкина был переведен из ВНИИРА, и создание СДВ РНС, её развитие и совершенствование стало одним из основных направлений деятельности института.

Эскизный проект успешно завершён в 1959 г. Впервые потребовали решения такие проблемы, как:

- выбор рабочих частот и построение диаграммы излучения,
- синхронизация излучения наземных станций, несенных на несколько тысяч километров;
- фазовая стабилизация излучения;

- помехозащищенный прием сигналов под водой;
- коммутация частотных каналов радиопередающего устройства;
- экспериментальная оценка вероятностных характеристик поля СДВ.

Для отработки поставленных задач на базе СДВ связной станции «РОР» (г. Горький) и двух станций «Таран» в городах Балаклава (Крым) и Джвари (Грузия) была создана экспериментальная СДВ система, которая работала на частотах 12 и 15 кГц и позволяла получать как разностно-дальномерные, так и квазидальномерные измерения. На ее основе был экспериментально отработан метод синхронизации, предложенный Г. В. Головушкиным и Л. М. Брусиным. С целью исследования условий распространения радиоволн были развернуты контрольные пункты в г. Полярный (Мурманская обл.), населенном пункте (н.п.) Тикси, в Ленинграде, в городах Карачев, Петрозаводск, Симферополь, Челябинск, Красноярск (В Ленинграде, Полярном и Тикси использовалась двухчастотная аппаратура ДМПИ). Исследовались условия приема сигналов на подводной лодке в Черном море, амплитудные измерения поля в самолетных условиях. Под руководством Л. Д. Васина разработан фазовый пеленгатор, который был развернут в городах Комсомольск-на-Амуре и Хабаровск и обеспечивал фазовые измерения на соответствующих радиотрассах от СДВ связной станции в г. Горький.

<sup>1</sup> Болошин Сергей Борисович – главный специалист ОАО «РИРВ», доктор технич. наук, профессор.

В 1962 г. закончен технический проект системы. Работы, выполненные в рамках экспериментальной системы, позволили на этапе технического проекта создать и испытать макеты, выпустить рабочую документацию аппаратуры синхронизации и радиопередающего устройства, изготовить и испытать три модификации аппаратуры потребителя: самолетный приемоиндикатор, корабельный (ПИКО) и упрощенный корабельный (ПИКУ).

Все это дало возможность ускорить выполнение рабочего проекта и на этапе технического проекта приступить к разработке проектно-сметной документации наземных станций системы (проект ГСПИ Минсвязи).

Площадки для строительства станций выбраны вблизи городов Краснодар (станция Красноармейская), Новосибирск (н.п. Болотное), Комсомольск-на-Амуре (н.п. Эльбан). Строительные и монтажные работы выполнялись под управлением УИАС ВВС. Работы по созданию наземных станций системы, включая изготовление и установку радиотехнического оборудования на объектах под Краснодаром и Новосибирском, завершены в 1966 г., а на объекте под Комсомольском-на-Амуре – в 1967 г. Радиотехническое оборудование изготавливалось на Заводе мощного радиостроения им. Коминтерна и на Опытном заводе ЛНИРТИ (сейчас РИРВ). Высокая степень отработки аппаратуры позволила уже во втором квартале 1968 г. предъявить заказчику на совмещенные заводские и государственные испытания систему в составе трех наземных станций и 16 комплектов корабельных приемоиндикаторов (РНДПК).

К моменту завершения разработки аппаратуры, строительства опорных станций, проведения монтажно-наладочных работ оставалась нерешенной проблема учета влияния на точность местоопределения условий распространения радиоволн. Теория распространения радиоволн (особенно ее прикладные аспекты) как за рубежом (работы Wait J. R., Watt A. D.), так и у нас в стране (работы П. Е. Краснушкина, Г. И. Макарова и его школы) активно развивалась, по существу, одновременно с созданием СДВ РНС. При этом практические задачи создания системы опережали возможности теории, которая была разработана, в основном, для однородного волновода, но и в этом случае ее практическое применение требовало знаний параметров среды распространения, в свою очередь недостаточно изученных. Еще в меньшей степени была развита теория распространения радиоволн в стохастическом волноводе.

В этих условиях разработчиками отечественной системы было предложено разрешить проблему прогнозирования условий распространения радиоволн для целей навигации, воспользовавшись достижениями одного из направлений теории эксперимента при изучении механизма явлений: по эксперименту строится математическая модель процесса с детализацией, достаточной для решения практической задачи.

Выбор этого метода позволил разработать концепцию проведения испытаний системы «Маршрут» в условиях неполной априорной информации о поправках на распространение радиоволн.

Испытания системы проводились с 1968 г. (второй квартал) по 1970 г. (второй квартал). Государственной комиссией под председательством начальника Главного управления навигации и океанографии Министерства обороны (ГУНИО МО) А. И. Рассохо. В испытаниях были задействованы восемь кораблей и подводная лодка. На всех кораблях наблюдения проводились в разные сезоны года (четыре цикла продолжительностью 2...2,5 месяца каждый) с перемещением в пределах цикла в несколько районов.

С целью сокращения затрат и сроков проведения испытаний определенный объем обработки данных наблюдений производился непосредственно на кораблях, и каждые сутки результаты по каналам связи передавались в институт. Это позволило по первым трем циклам работ построить математическую модель процесса и спрогнозировать поправки на условия распространения радиоволн на четвертый цикл испытаний – государственный этап испытаний.

Испытания были успешно завершены, и государственная комиссия рекомендовала выдвинуть работу на соискание Ленинской премии. Здесь уместно вспомнить тех, кто внес основной вклад в создание отечественной системы. Все работы проходили под руководством главного конструктора Г. В. Головушкина. Разработку, развертывание на наземных станциях аппаратуры возглавляли:

- по синхронизации – Л. М. Брусин;
- по радиопередающему устройству – Ю. Э. Аунинг;
- по приемоиндикатору – А. А. Кобрин;
- по приемному устройству и комплексным вопросам системы – И. И. Суханов;
- по стандарту частоты – П. А. Бегун и Л. Д. Васин;
- по концепции проведения испытаний и проблеме прогнозирования условий распространения радиоволн – С. Б. Болошин.

Решение проблемы коммутации частотных каналов радиопередающего устройства было предложено и реализовано В. Л. Леоновым. Большой вклад на этапах эскизного и технического проектирования системы внесли Л. И. Шур, Ю. И. Никитенко, Ю. Н. Бабулевич.

Основными исполнителями работ при создании системы были:

- по наземному комплексу – Д. П. Гедзберг, А. А. Губанов, А. Г. Гуткин, А. З. Зарх, П. А. Иванов, Б. С. Каминер, Г. Ф. Караваева, Ю. Н. Кряжев, Н. Н. Матин, А. Н. Медведев, Г. К. Семенов, З. П. Ступина, Г. Н. Скрябин, Л. П. Терентьев, П. В. Шабанов, О. Ф. Черепов, М. С. Шурухт;
- по аппаратуре потребителей и проведению испытаний на кораблях и подводной лодке, решению задач поправок на распространение радиоволн – И. Б. Агроскина, Е. Е. Беркович,

В. Н. Брыков, И. Н. Волков, А. К. Гузман, И. А. Ильина, В. И. Конопатский, Л. Н. Клементьев, Г. А. Тихомирова, В. И. Дмитриева, М. С. Лурье, Н. Р. Николаева, А. В. Осипов, О. В. Патлис, С. В. Романова, Г. А. Семенов, О. М. Хлудов, С. Я. Шапиро.

Нужно отметить, что в создании системы практически участвовали все подразделения института.

Постановлением СМ СССР от 03.04.72 г. система была принята в опытную эксплуатацию, которая проводилась в рамках ОКР «Карборунд». В этот период осуществлялись работы по совершенствованию отдельных узлов наземной аппаратуры, разрабатывались новые модификации аппаратуры потребителей: самолетные «Альфа», «Резьба», «Резьба-М», корабельные КПФЗК (разработка МКБ «Компас»), КПФ-6 («Омар»), комплексный корабельный «Югла» (КРНК.РЮ) и в дальнейшем – КПФ-7 (РЕ-А, РЕ-Б, «Электроника»).

Основным направлением работ было уточнение математических моделей поправок на распространение радиоволн, разработка алгоритмов для реализации их в бортовых ЭВМ. В 1972 г. созданы два Центра дальней радионавигации (ЦДРН) по эксплуатации системы: ЦДРН ВМФ и ЦДРН ВВС. Последний отвечал за эксплуатацию наземных станций системы, проведение наблюдений на станциях. ЦДРН ВМФ обеспечивал функционирование корабельных ПИ ВМФ, организацию наблюдений на кораблях и первичную обработку результатов наблюдений. Это позволило развернуть регулярные экспериментальные работы в зоне действия системы с целью набора статистических данных для построения моделей вероятностных характеристик фазового поля СДВ и оценки основных характеристик системы. Работы проводились по программе, утвержденной Главкомом ВМФ. В разные годы работы проводились на 45 кораблях, были организованы наблюдения на СП-22, 26, 27, 29, 30 и 31, на наземных станциях, на контрольных пунктах (в разные периоды контрольные пункты были развернуты в 34 городах и населенных пунктах). Всего получено более 70 тыс. суток наблюдений, и том числе около 10 тыс. на подвижных КП.

Сотрудниками ЛНИРТИ (РИРВ) были разработаны алгоритмы и программы системы поиска математических моделей, что позволило на основе полученных экспериментальных данных уточнить параметры модели регулярной составляющей поля СДВ как в одномодовом, так и в двухмодовом приближениях, оценить погрешности системы, разработать математические модели прогнозирования систематических составляющих погрешностей. Все это позволило при завершении ОКР «Карборунд» в 1975 г. повысить точность системы на 25%, осуществить расчет таблиц поправок на рабочую зону системы, которые в дальнейшем, в 1979 г., были изданы ГУНИО МО. Одновременно проводились работы в рамках НИР «Волна» и «Рейдер» по исследованию пространственно-временной межчастотной корреляционной функции для оптимизации обработки навигационной

информации, прогнозирования зоны действия системы, оценки эффективности дифференциального метода местоопределения, выбора параметров дифференциальной подсистемы и ее структуры. Работы выполнялись на основе как ранее полученных экспериментальных данных, так и специальных работ, реализующих дифференциальный режим в корабельных и самолетных условиях. В процессе работы разработаны методы оценки корреляционных функций поля СДВ и получены математические модели, пригодные для практического применения. В период опытной эксплуатации к проблеме распространения радиоволн был привлечен целый ряд научных коллективов: ЛГУ (под руководством Г. И. Макарова), Полярный геофизический институт, Омский политехнический институт, Хабаровский филиал Госстандарта и др., что позволило расширить экспериментальные работы, углубленно рассмотреть те или другие аспекты распространения радиоволн. Сотрудничество с ЛГУ продолжается и до настоящего времени.

В 1979 г. система принята на снабжение МО и для использования в народном хозяйстве страны. Большая группа участников разработки награждена правительственными наградами (80 наград).

Одновременно с опытной эксплуатацией, учитывая важное место СДВ РНС в навигационном обеспечении различных потребителей, проводились работы по ее развитию и совершенствованию в двух основных направлениях:

1. Разработка дальномерно-гиперболического варианта системы на базе созданной системы (Постановление СМ СССР от 14.04.75 г.— эскизный проект; Постановление СМ СССР от 15.10.80 г.— этап технического и рабочего проектирования), строительство новых наземных станций, изготовление оборудования, проведение монтажно-наладочных работ на опорных станциях, модернизация действующих станций.
2. Создание дифференциальной СДВ системы (Постановление СМ СССР от 15.10.80 г.).

Принципы функционирования дальномерно-гиперболических СДВ РНС хорошо известны, однако создание РНС «Маршрут-Д» выдвинуло перед разработчиками целый ряд новых задач. Система создавалась как оригинальная, не имеющая ни отечественных, ни зарубежных аналогов. В США это направление не развивалось, поскольку для РНС «Омега» было неэффективным в связи с тем, что большие расстояния определяли близость геометрических характеристик дальномерного и гиперболического вариантов системы.

Дальномерно-гиперболическая СДВ система создавалась на базе трех модернизированных действующих станций и двух вновь строящихся в н.п. Ревда (Мурманская обл.) и г. Сейди (Туркменистан). Этот вариант системы позволял увеличить зону действия в три раза, создавая навигационное поле на 70% поверхности Земли с точностью 1,2...1,5 км, повысить надежность навигационных определений; обеспечить

привязку временных шкал с точностью 3...7 мкс и работу в связанном режиме.

В процессе создания системы «Маршрут-Д» и дифференциального варианта «Рейдер-2» выявился целый ряд новых полезных возможностей и методов: использование элементов теории ошибок оценки координат по квазидальномерным, разностно-дальномерным и дальномерным измерениям; вариант построения обобщенного алгоритма обработки навигационной информации фазовой РНС (ФРНС); метод повышения точности разностно-частотных измерений; метод коррекции прогнозируемых дальномерных поправок на распространение радиоволн по разностно-дальномерным наблюдениям; многочастотные методы разрешения многозначности, использующие избыточную информацию; методика прогнозирования зоны действия СДВ систем; адаптивные методы функционирования системы; способы исследования эффективности дифференциальных и квазидифференциальных методов местоопределения и различных вариантов построения дифференциальных подсистем.

Все эти методы были положены в основу технического и рабочего проектирования ОКР «Усилие-2» и «Рейдер-2» и используются в бортовой аппаратуре, работающей по сигналам СДВ РНС.

Технический проект дальномерно-гиперболической системы выполнен в установленные сроки (1982 г.). Однако строительство новых станций и изготовление оборудования задерживалось: наступили времена перестройки, распада СССР, инфляции и т. д. Все это привело к тому, что система была предъявлена на испытания лишь в январе 1993 г. По Постановлению о создании системы разрабатывалась корабельная и самолетная аппаратура РЩ и А-723, на базе которой и проводятся испытания (разработка МКБ «Компас»).

Дифференциальная система создавалась как система, обеспечивающая повышение точности в три-четыре раза в локальном районе и работающая по сигналам отечественной и американской («Омега») СДВ систем, а также по сигналам импульсно-фазовых РНС. Разработка проводилась с максимальным использованием существующего оборудования приводных радиостанций как в наземной части системы, так и на борту

самолета. Была разработана наземная аппаратура Е-719 и самолетная, которая работала совместно с самолетным приемоиндикатором А-723. Государственные испытания осуществлялись на базе приводной станции в г. Старица и успешно завершились в 1988 г.

Работы в период опытной эксплуатации системы и на всех этапах создания дальномерно-гиперболического варианта и дифференциальной системы проводились под руководством главного конструктора Г. В. Головушкина, а с 1986 г. — под руководством С. Б. Болошина.

Работы по отдельным направлениям возглавляли:

- Л. М. Брусин — аппаратура управления и синхронизации;
- Ю. Э. Аунинг — аппаратура радиопередающего устройства;
- С. Б. Болошин — системные вопросы и распространение радиоволн (с 1986 г. этими вопросами руководил Г. А. Семенов);
- В. В. Боровский — дифференциальная система, исследовательские контрольные пункты;
- А. С. Гузман — математическое обеспечение наземного комплекса;
- А. Г. Геворкян — стандарт частоты и времени;
- В. П. Шохтин — конструкторская разработка.

В выполнение этих работ большой вклад внесли: В. Г. Боровицкий, Е. Н. Бойкова, И. Н. Волков, Ю. П. Вербин, Д. П. Гедзберг, А. Г. Гуткин, М. Г. Демина, А. З. Зарх, В. И. Конопатский, Г. А. Клементьев, Г. Ф. Караваяева, И. В. Литвиненко, Н. Р. Николаева, Г. Д. Новиков, О. В. Павловская, О. В. Патлис. Также, как и при создании системы «Маршрут», участниками разработки являлись все отделения института.

В процессе работ в этом направлении разработчики получили 70 авторских свидетельств, опубликовали около 100 статей, докладов на всесоюзных конференциях и семинарах, выпустили монографию [3].

Усилия разработчиков направлены на решение вопросов повышения эффективности созданной инфраструктуры на основе передачи дополнительной информации как в совмещенном с навигационной работой режиме, так и в специальном связанном.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Радионавигационный план РФ.— М.: Минпромторг, 2011.
2. Болошин С. Б. История создания и развития фазовых РНС дальнего действия СДВ диапазона // Радионавигация и время.— 1997.— № 1, 2.— С. 25–31.
3. Болошин С. Б., Семенов Г. А., Гузман А. С., Головушкин Г. В., Олянюк П. В. Радионавигационные системы сверхдлинноволнового диапазона.— М.: Радио и связь, 1985.— 264 с., ил.





# ОТЧЕТ «МАРКЕТИНГОВОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РОССИЙСКОГО РЫНКА СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ ГЛОБАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ

(НАП ГНСС ГЛОНАСС/GPS/GALILEO) В 2004 – 2010 гг.»

GLONASS/GPS/GALILEO USER EQUIPMENT MARKET INVESTIGATION (2004 – 2010)

*Предлагаемый отчет содержит результаты исследования российского рынка навигационной аппаратуры потребителей (НАП) глобального позиционирования, проведенного ООО «Центр консалтинговых услуг «ИНТЕРКОН» на основе анализа информации о состоянии мирового рынка НАП ГНСС, данных внешнеэкономических контрактов (таможенной статистики) за 2004–2010 гг., данных внутреннего производства и другой доступной информации*

Задачи высокоточного определения координат и времени, синхронизации удаленных потребителей все больше становятся неотъемлемой частью социально-экономической деятельности, все шире применяются в повседневной жизни. Этот процесс ускоряется, и это ускорение можно сравнить разве что с развитием мобильной телефонии. В комбинации с геоинформационными системами и средствами связи решение задач координатно-временного и навигационного обеспечения дает новое качество в развитии практически всех ведущих отраслей мировой экономики.

На сегодня значительная часть транспорта, энергетики, связи и других отраслей экономики вплоть до сельского хозяйства используют радионавигационные и, в первую очередь, спутниковые навигационные системы для определения координат, синхронизации часов, организации контроля и управления, в коммерческих и научных целях. В геометрической прогрессии растет количество персональных пользователей ГНСС.

Важнейшей составной частью координатно-временного и навигационного обеспечения для всех пользователей является навигационная аппаратура потребителей (НАП) радионавигационных систем.

Основными задачами выполненного исследования являлись оценка современного состояния и тенденций развития мирового и российского рынков радионавигационной аппаратуры и услуг глобального позиционирования, а также выявление и оценка наиболее перспективных сегментов аппаратуры глобального позиционирования с точки зрения возможностей дальнейшего развития отечественного рынка глобальной навигации.

Структура отчета опубликована на сайте ОАО «НТЦ «Интернавигация» [www.internavigation.ru](http://www.internavigation.ru)

**Полная версия отчета распространяется  
ОАО «НТЦ «Интернавигация»  
Контактный тел. (495) 626-25-01.  
Генеральный директор – Виктор Михайлович Царев**

**Ярлыков М. С., Богачев А. С., Меркулов В. И., Дрогалин В. В. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов. Том 1. Теоретические основы / Под ред. М. С. Ярлыкова. – М.: Радиотехника, 2012. – 504 с.: ил.**

Изложены теоретические основы построения и функционирования радиоэлектронных комплексов (РЭК) навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов. Даны методы анализа и синтеза авиационных РЭК.

Рассмотрена комплексная обработка информации. При оценке качества функционирования РЭК акцент делается с позиций системотехники на обобщенные характеристики (боевая эффективность и эффективность функционирования). В центре внимания находятся военные самолеты и вертолеты 4-го и 5-го поколений.

Монография написана с использованием материалов открытой отечественной и зарубежной печати. По целому ряду вопросов монография оригинальна.

Для научных работников и инженеров, а также преподавателей, аспирантов и студентов высших учебных заведений. [Издательство «Радиотехника»] ISBN 978-5-88070-028-8

\*\*\*

**Ярлыков М. С., Богачев А. С., Меркулов В. И., Дрогалин В. В. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов. Том 2. Применение авиационных радиоэлектронных комплексов при решении боевых и навигационных задач / Под ред. М. С. Ярлыкова. – М.: Радиотехника, 2012. – 256 с.: ил.**

В книге отражены последние достижения науки и техники. Показано применение радиоэлектронных комплексов навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов (ЛА) при выполнении боевых и навигационных задач: навигация и управление; перехват и уничтожение воздушных целей (самолетов, вертолетов, крылатых ракет, беспилотных ЛА и др.), поражение наземных (надводных) целей. Теоретические

положения проиллюстрированы примерами, дающими представление о возможностях РЭК. Показано, как достигаются эти возможности в боевых условиях.

Монография написана с использованием материалов открытой отечественной и зарубежной печати. По целому ряду вопросов монография оригинальна.

Для научных работников и инженеров, а также преподавателей, аспирантов и студентов высших учебных заведений. [Издательство «Радиотехника»] ISBN 978-5-88070-027-1

\*\*\*

**Харин Е. Г., Копылов И. А. Технология летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений.**— М.: Изд-во МАИ\_ПРИНТ, 2012.— 360 с.: ил. ISBN 978-5-7035-2306-3

\*\*\*

**Ефанов В. Н. Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы:** [учебное пособие для студентов вузов, обучающихся по направлению подготовки «Приборостроение» и специальности «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы»] / В. Н. Ефанов, В. П. Токарев.— Москва: Машиностроение, 2010.— 783 с.: ил.— Библиогр.: с. 775–777 (31 назв.) ISBN 978-5-217-03464-2: 73,94.

\*\*\*

**Памяти профессора Л. П. Несенюка.** Избранные труды и воспоминания..— СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010.— 254 с. ISBN 5-900780-79-5.

\*\*\*

**«ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования».** Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд-во «Радиотехника», 2010.

Изложены принципы построения спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС, ее системные характеристики и основные характеристики подсистем космических аппаратов, наземного контроля и управления и навигационной аппаратуры потребителей, а также дифференциальных дополнений СРНС. Рассмотрены направления совершенствования технологий спутниковой навигации, перспективы совершенствования космического и наземного сегментов, контроля целостности, использования высокоточных фазовых измерений, интегрирования с инерциальными системами навигации и использования пространственной обработки сигналов. Для специалистов по разработке, производству и эксплуатации аппаратуры потребителей СРНС ГЛОНАСС, а также для студентов, аспирантов и преподавателей ВУЗов при изучении радиотехнических дисциплин.

\*\*\*

**Степанов О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания.**— СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2009.— 496 с.

В книге излагаются общие принципы и подходы, используемые при построении алгоритмов

оценивания как в линейных, так и в нелинейных задачах. Значительное внимание уделяется обоснованию возможности синтеза наиболее распространенных стохастических алгоритмов оценивания на основе детерминированного подхода, не требующего привлечения понятий теории вероятностей. Анализируются взаимосвязь алгоритмов, получаемых в рамках рассматриваемых подходов при различном объеме априорной информации. Методы и алгоритмы, полученные для постоянно-го вектора, обобщаются применительно к оцениванию случайных последовательностей, наиболее важными из которых являются алгоритмы калмановского типа.

Предлагаемый материал поясняется на примерах и задачах методического характера, а также задачах, связанных с обработкой навигационной информации, в частности, применительно к задачам оценивания коэффициентов полинома, определения сдвига между реализациями, определения координат по точечным ориентирам, комплексной обработки избыточных измерений. При этом значительное внимание уделяется алгоритмам, используемым при коррекции навигационных систем с привлечением внешних данных. К примеру, здесь обсуждаются особенности реализации слабосвязанных и сильносвязанных схем комплексирования, получивших наибольшее распространение при построении интегрированных инерциально-спутниковых систем.

Приводятся необходимые сведения из теории вероятностей и матричных исчислений, а также описание используемых разделов Matlab.

**Вышла вторая часть книги Степанов О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации». Ч. 2. Введение в теорию фильтрации**

В настоящем издании методы теории оценивания, изложенные в первой части применительно к задачам с дискретным временем, рассматриваются для непрерывного времени. Во второй части излагаются два основных подхода к решению задач фильтрации и сглаживания: калмановский, основанный на описании систем во временной области в пространстве состояний, и винеровский, предполагающий использование частотных методов и передаточных функций. Значительное внимание уделяется обсуждению взаимосвязей и отличий между калмановским и винеровским подходами, а также взаимосвязи между алгоритмами фильтрации и сглаживания.

Предлагаемый материал поясняется на примерах и задачах методического характера, а также связанных с обработкой навигационной информации, в частности применительно к комплексной обработке информации в интегрированных инерциально-спутниковых системах, совместной обработке показаний гравиметра и спутниковых измерений.

Приводятся необходимые сведения из теории динамических систем, случайных процессов, обыкновенных дифференциальных уравнений, преобразований Лапласа и Фурье. Дается краткое описание используемых функций Matlab.

Материал книги четко структурирован, что существенно облегчает его изучение и позволяет использовать для формирования курсов лекций по отдельным разделам для слушателей с различным уровнем подготовки.

Книга издана как учебное пособие, имеет рекомендацию Учебно-методического объединения вузов по университетскому политехническому образованию по направлению «Системы управления движением и навигация» при МГТУ им. Н. Э. Баумана. Адресована студентам старших курсов и аспирантам, специализирующимся в рассматриваемой области, а также инженерам и научным работникам, чьи интересы связаны с проблемами построения эффективных алгоритмов оценивания не только применительно к задачам обработки навигационной информации, но и в смежных областях, связанных с задачами траекторного слежения.

Книга прекрасно оформлена, иллюстрирована, имеет обширную библиографию.

По вопросу ее приобретения можно обращаться по адресу: 197046, С.-Петербург, ул. М. Посадская, д. 30. ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Тел. (812) 499-82-93, см. также <http://www.elektropribor.spb.ru> (раздел публикации).

\*\*\*

**Прихода А. Г., Лапко А. П., Мальцев Г. И., Бунцев И. А. GPS-технология геодезического обеспечения геолого-разведочных работ.**— Новосибирск: СНИИ ГГиМС, 2008.— 274 с., прил. 5.

\*\*\*

**Баклицкий В. К. Корреляционно-экстремальные методы навигации и наведения.**— Тверь: ТО «Книжный клуб», 2009.— 360 с. ББК 39.0 Б 19

В монографии проведен обобщенный анализ основных положений теории фильтрации пространственно-временных сигналов и представлены новые результаты, полученные в этом направлении.

Результаты теоретических исследований иллюстрируются примерами корреляционно-экстремальных систем автоматической навигации и наведения, использующих для наблюдения за ориентирами датчики различного типа (радиолокационные, тепловые, телевизионные и т. д.). Теоретические результаты дополнены математическими и натурными экспериментами.

Монография предназначена для специалистов в области автоматической навигации, наведения и распознавания образов. Она также может быть полезна студентам старших курсов соответствующих вузов. По всем вопросам приобретения монографии можно обращаться по сотовому телефону 8-906-656-55-99 к координатору издательского проекта Кудрявцеву Вячеславу Николаевичу. [tverbook@mail.ru](mailto:tverbook@mail.ru)

\*\*\*

**Поляев А. А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат.**— М.: Изд-во «Радиотехника», 2008.— 328 с.

В книге на основе критического обзора выявлена противоречивость смыслового содержания,

придаваемого в литературе по спутниковой навигации понятиям «псевдозадержки» («псевдодалности») и «псевдофазы». Проведено уточнение этих понятий, устраняющее выявленные противоречия. Изложены основы теории формирования измерений псевдозадержек и псевдофаз в навигационных приемниках. Приведены основные положения теории линейного оценивания при неоднозначных измерениях. Рассмотрено решение нескольких важных прикладных задач обработки неоднозначных измерений псевдофаз при относительных определениях в спутниковых радионавигационных системах. Книга предназначена для разработчиков программного обеспечения измерений в каналах навигационного приемника, специалистов в области обработки неоднозначных измерений, а также аспирантов и студентов.

\*\*\*

**Ярлыков М. С. Полные AltВОС-сигналы с непостоянной и постоянной огибающей для спутниковых радионавигационных систем нового поколения.** Радиотехника и электроника, 2012, том 57, № 6, стр. 656–670.

В статье рассмотрены формирование и структура четырехкомпонентного и восьмикомпонентного полных AltВОС-сигналов (Alternative Binary Offset Carrier modulated signals) для спутниковых радионавигационных систем (СРНС) нового поколения (в частности, СРНС Galileo и Compass (BeiDou-2)). Четырехкомпонентный полный AltВОС-сигнал имеет непостоянную во времени огибающую, тогда как огибающая восьмикомпонентного полного AltВОС-сигнала постоянна. Проанализированы огибающие и фазы таких AltВОС-сигналов при различных значениях коэффициента кратности меандровых импульсов. Построены графики и отмечены особенности комбинационных компонентов восьмикомпонентного полного AltВОС-сигнала, обуславливающих постоянство огибающей во времени. Дана классификация AltВОС-сигналов. При анализе практических особенностей за основу взята модуляция типа AltВОС (15,10), характерная для СРНС Galileo и Compass.

\*\*\*

**Ярлыков М. С. Спектральные характеристики навигационных AltВОС-сигналов.** Радиотехника и электроника, 2012, том 57, № 8, с. 866–887.

Получены аналитические выражения спектральных плотностей и энергетических спектров одиночных элементов и одиночных периодов модулирующих функций AltВОС\_сигналов для спутниковых радионавигационных систем нового поколения, в частности системы Galileo. Спектральные характеристики представлены и проанализированы для простейшего (двухкомпонентного) AltВОС-сигнала, полного AltВОС-сигнала с непостоянной огибающей (четырехкомпонентного полного AltВОС-сигнала) и полного AltВОС-сигнала с постоянной огибающей (восьмикомпонентного полного AltВОС-сигнала) применительно к произвольному значению коэффициента кратности меандровых



импульсов. Построены графики и обсуждены свойства энергетических спектров одиночных элементов модулирующих функций всех групп AltВОС сигналов в случаях следующих типов модуляции: AltВОС (10,10), AltВОС (15,10), AltВОС (20,10) и AltВОС (25,10).

\*\*\*

*Урличич Ю. М. Система ГЛОНАСС. Состояние, перспективы развития и применения.*— М.: Информзнание, 2011.— 32 с.

\*\*\*

*Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем: Часть I: Математические модели инерциальной навигации.*— 3-е изд., испр. и доп.— М.: МАКС Пресс, 2011.— 136 с.

\*\*\*

*Орлов В. К., Герчиков А. Г., Чернявский А. Г. Локальные радиотехнические системы межсамолетной навигации.*— С-Пб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2011. 123 с.

Рассмотрены назначение и принципы построения локальных радиотехнических систем межсамолетной навигации (ЛРТС МСН), алгоритмы совместной обработки навигационной информации в таких системах, а также решения различных навигационных задач на основе ЛРТС МСН.

Издание рассчитано на инженеров в области систем авиационной радионавигации, может быть также полезно для студентов, обучающихся по радиотехническим специальностям.

\*\*\*

*Международный форум по спутниковой навигации [Текст].— М.: Профессиональные конференции, 2008.*

*Международный форум по спутниковой навигации [Электронный ресурс], CD.— М.: Профессиональные конференции, 2008.*

*Международный форум по спутниковой навигации [Электронный ресурс], CD.— М.: Профессиональные конференции, 2009.*

*Международный форум по спутниковой навигации [Электронный ресурс], CD.— М.: Профессиональные конференции, 2010.*

*Международный форум по спутниковой навигации [Электронный ресурс], CD.— М.: Профессиональные конференции, 2011.*

\*\*\*

*«XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным*

*системам», 26–28 мая 2008, Санкт-Петербург, Россия (ISBN 978-5-900780-66-5).* На русском языке опубликованы материалы только авторов из России и других стран СНГ).

*«15<sup>th</sup> St Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems», 26–28 May, 2008, St. Petersburg, Russia (ISBN 978-5-900780-67-2).*

*«XVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам», 25–27 мая 2009, Санкт-Петербург, Россия (ISBN 978-5-900780-66-5).* (На русском языке опубликованы материалы только авторов из России и других стран СНГ).

*«16<sup>th</sup> St Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems», 25–27 May, 2009, St. Petersburg, Russia (ISBN 978-5-900780-67-2).*

*«XVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам», 30 мая – 1 июня 2011, Санкт-Петербург, Россия (ISBN 978-5-91995-002-8).* (На русском языке опубликованы материалы только авторов из России и других стран СНГ).

*«18<sup>th</sup> St Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems», 30 May – 1 June, 2011, St. Petersburg, Russia. (ISBN 978-5-91995-004-2), англ.*

*«XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам», 28–30 мая 2012, Санкт-Петербург, Россия.* (На русском языке опубликованы материалы только авторов из России и других стран СНГ).

*«19<sup>th</sup> St Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems», 28–30 May, 2012, St. Petersburg, Russia, англ.*

*«XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам», 27–29 мая 2013, Санкт-Петербург, Россия.* (На русском языке опубликованы материалы только авторов из России и других стран СНГ).

*«20<sup>th</sup> St Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems», 27–29 May, 2013, St. Petersburg, Russia, англ.*

По вопросам приобретения трудов конференции обращаться в ЦНИИ «Электроприбор»: 197046, С-Петербург, ул. М. Посадская, 30, ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» начальнику ОНТИ М. В. Гришиной. Тел.: (812) 499–8157; факс: (812) 232–3376; e-mail: ICINS@eprib.ru





## КАЛЕНДАРЬ МЕРОПРИЯТИЙ В ОБЛАСТИ НАВИГАЦИИ И СМЕЖНЫХ ДИСЦИПЛИН НА 2012 – 2015 гг.

*Календарь подготовлен с помощью материалов журналов **GPS World**, **Inside GNSS**, <http://www.gpsworld.com> и других источников*

### JANUARY 27–29 2014

#### ION International Technical Meeting

Catamaran Resort Hotel, San Diego, California, USA. ION's winter meeting, the International Technical Meeting (ITM), is a more intimate conference with a technical program related to positioning, navigation and timing and includes the ION Fellows and Annual Awards presentations.

[www.ion.org](http://www.ion.org)

### MARCH 1–8 2014

#### 2014 IEEE Aerospace Conference

Big Sky, Montana USA. The international IEEE Aerospace Conference, with AIAA and PHM Society as technical cosponsors, is organized to promote interdisciplinary understanding of aerospace systems, their underlying science and technology, and their applications to government and commercial endeavors.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

### Март 11–14 2014 г.

XVI конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» Санкт-Петербург, Россия, ул. Малая Посадская, 30. Телефоны: (812) 4998210, (812) 4998157, факс: (812) 2323376.

<http://elektropribor.spb.ru/kmu2014/>

### MARCH 25–27 2014

#### Munich Satellite Navigation Summit 2014

Munich, Germany. After a year, the Munich Satellite Navigation Summit will reconvene in Der Residenz, München in Bavaria. The 2014 event will include a parallel track on Copernicus, the European Commission's Earth Observation Program. Registration is now open at the web address.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

### Апрель 23–24 2014

VIII Международный форум по спутниковой навигации 2014. Москва тел./факс: +7 (495) 6632466.

E-mail: [fonareva@proconf.ru](mailto:fonareva@proconf.ru)

<http://www.glonass-forum.ru/presscentr.htm>

### APRIL 14–17 2014

#### ENC-GNSS 2014

World Trade Center, Rotterdam, Netherlands. It will cover all aspects of positioning, navigation and timing (PNT) developments and applications. Special sessions will be organized for innovations and their commercialization.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

### APRIL 23–24 2014

#### 2014 International Satellite Navigation Forum

Moscow, Russia/ The eighth International Satellite Navigation Forum will take place during the Navitech exhibition at the Expocentre Fairgrounds in Moscow, Russia

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

### MAY 5–8 2014

#### IEEE/ ION PLANS 2014: Position Location And Navigation System Conference

Big Sur coastline looking north to Bixby Canyon Bridge, Monterey, California, U. S. A. The Conference will take place at the Hyatt Regency Monterey Resort and Spa in Monterey, California.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

### MAY 19–21 2014

#### Location Intelligence 2014

Washington, D. C., USA. Location Intelligence 2014 conference will be held at the Walter E. Washington Convention Center. The multi-track event includes technical workshops and will be host to Oracle's Spatial Summit, the HERE Summit and the LocationTech Summit.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

### МАЙ 26–28 2014

#### XXI Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам

Санкт-Петербург, Россия, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», ул. Малая Посадская, 30. Телефоны: (812) 499 82 10, (812) 499 81 57, факс: (812) 232 33 76. E-mail: [ICINS@eprib.ru](mailto:ICINS@eprib.ru)

<http://www.elektropribor.spb.ru/cnf/icins2013/rindex.php>

### SPRING 2014

#### First INTERGEO Eurasia 2014

Istanbul, Turkey. The new INTERGEO Eurasia conference trade fair, which will take place on the Bosphorus, will cater specifically to the needs of this economic area. It is aimed at Turkey, south-eastern Europe, the Middle East and the «stan» countries. INTERGEO Eurasia is a collaboration between HINTE Messe and Messe München International. One way in which the DVW is supporting this project is through the use of the INTERGEO brand.

[www.gpsworld.com](http://www.gpsworld.com)

**JUNE 16–19 2014**

**Joint Navigation Conference 2014**

Orlando, Florida, U. S. A. The 2014 JNC, «Military Navigation Technology: The Foundation for Military Ops», will take place at the Renaissance Orlando at SeaWorld in Orlando, Florida.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

**JULY 1–3 2014**

**AfricaGEO 2014 Conference and Exhibition**

Cape Town International Convention Centre.

[www.gpsworld.com](http://www.gpsworld.com)

**SEPTEMBER 7–11 2014**

**ITS America World Congress**

ITS America will host the global World Congress on Intelligent Transport Systems in the home of America's auto industry, Detroit, Michigan. The event is expected to attract more than 10,000 industry, government and research leaders from the United States, Europe and Asia and will showcase the latest ITS applications from around the world. The Intelligent Transportation Society of America represents more than 450 member organizations including public agencies, private corporations, and academic institutions involved in the research, development, and deployment of technologies that improve safety, increase mobility, and sustain the environment.

[www.gpsworld.com](http://www.gpsworld.com)

**SEPTEMBER 8–12 2014**

ION GNSS+Tutorials: Tampa, Florida.

The Institute of Navigation. 8551 Rixlew Lane, Suite 360. Manassas, VA 20109.

*Tel: 703-366-2723*

**NOVEMBER 20–21 2014**

**2014 UPINLBS**

**Ubiquitous Positioning Indoor Navigation and Location Based Service**

Corpus Christi, Texas, USA

The third IEEE international conference on «Ubiquitous Positioning, Indoor Navigation and Location-Based Service» (UPINLBS 2014) will be held at the Omni Hotel in Corpus Christi, Texas, USA.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

**DECEMBER 1–4 2014**

**PTTI 2014**

**Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting**

Boston, Massachusetts, U. S. A.

PTTI 2014, the 46<sup>th</sup> systems and applications meeting for Precise Time and Time Interval managers, system engineers and program planners, will be held at the The Seaport Hotel in Boston, Massachusetts.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

**APRIL 20–23 2015**

**ION Pacific PNT Conference 2015**

Honolulu, Hawaii, U. S. A.

ION's Pacific PNT Conference 2015 will take place at the Marriott Waikiki Beach in Honolulu, Hawaii.

The conference brings together policy and technical leaders from the Pacific Rim for policy updates, program status and technical exchanges on positioning, navigation and timing. The conference will include tutorials and a table-top exhibition.

[www.insidegnss.com](http://www.insidegnss.com)

**МАЙ 25–27 2015**

**XXII Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам**

Санкт-Петербург, Россия, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», ул. Малая Посадская, 30. Телефоны: (812) 499 82 10, (812) 499 81 57, факс: (812) 232 33 76.

E-mail: ICINS@eprib.ru

<http://www.elektropribor.spb.ru/cnf/icins2013/rindex.php>

**OCTOBER 20–23 2015**

**15<sup>th</sup> IAIN World Congress**

Prague, Czech Republic.

[www.iain2015.org](http://www.iain2015.org)



**УВАЖАЕМЫЕ ЧИТАТЕЛИ!****Продолжается подписка на журнал «Новости навигации».**

Подписка оформляется через редакцию журнала. Юридические и физические лица могут приобрести издаваемый журнал, оформив подписку либо заказ на конкретный номер журнала, а также за наличный расчет. Время оформления подписки не ограничено. В стоимость подписки входит оплата 4-х номеров журнала. С учетом почтовых расходов и НДС (10%) стоимость подписки на 2014 год – 3200 руб.

Заполните прилагаемый бланк-заказ на оформление подписки и один экземпляр вместе с копией исполненного платежного поручения перешлите в редакцию по адресу:

Россия, 109028, Москва, Б. Трехсвятительский пер., 2,  
ОАО «НТЦ СНТ «Интернавигация».  
Контактный телефон: (495) 626-25-01, факс: (495) 626-28-83  
E-mail: internavigation@rgcc.ru

Предлагаем также рассмотреть возможность сотрудничества в издании журнала, публикации на его страницах рекламной и другой информации, касающейся вашего предприятия.

**РАСЦЕНКИ НА ПУБЛИКАЦИЮ РЕКЛАМЫ (формат А4, А5):**

|  |                                 |            |
|--|---------------------------------|------------|
| 2, 3 стр. обложки и вкладки (формат А4): | цветная реклама (4 цвета) ..... | 22000 руб. |
|  | одноцветная реклама .....       | 12000 руб. |

Главному редактору  
журнала «Новости навигации»  
109028, Москва, Б. Трехсвятительский пер., 2

**БЛАНК-ЗАКАЗ**

Просим оформить подписку на \_\_\_\_\_ экз. журнала «Новости навигации».

Стоимость подписки в сумме \_\_\_\_\_ руб. перечислена на расчетный счет Открытого акционерного общества «Научно-технический центр современных навигационных технологий «Интернавигация» (ОАО «НТЦ «Интернавигация»)

ИНН 7709877563, КПП 770901001, ОГРН 1117746369531, ОКАТО 45286555000

Генеральный директор Царев Виктор Михайлович

Банковские реквизиты: ОАО Банк ВТБ г. Москва

Р/с № 40702810800020000567; к/с № 30101810700000000187

ОКВЭД 73.10; БИК 044525187; ОКПО 11460236

Платежное поручение № \_\_\_\_\_ от « \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 201 \_\_\_\_ г.  
(Следует приложить к заказу копию платежного поручения).

Заказ направить по адресу:

индекс п/о \_\_\_\_\_, область (край, респ.) \_\_\_\_\_

город, улица, дом \_\_\_\_\_

Кому \_\_\_\_\_

(полное название организации или ФИО заказчика)

## Требования к оформлению рукописей для публикации в журнале «Новости навигации»

1. Представляемый материал (статьи, монографии, рецензии, лекции) должен являться оригинальным, не опубликованным ранее в других печатных изданиях.
2. Рукопись должна содержать:
  - название на русском и английском языках;
  - инициалы и фамилии авторов на русском и английском языках;
  - аннотацию и список ключевых слов на русском и английском языках, УДК;
  - текст статьи;
  - список литературы в соответствии с ГОСТ 7.0.5-2008.

Страницы рукописи не нумеруются. Отдельно представляются сведения об авторах: ФИО, год рождения, место работы (страна, название и адрес организации), должность, ученые степени и звания при их наличии, адреса электронной почты организации и индивидуальные, рабочие и индивидуальные телефоны и факсы.

3. Объем текста теоретического характера, как правило, должен быть не более 1 усл. печ. листа, а практического – 2/3 усл. печ. листа.
4. Для выделения отдельных пунктов в тексте или графическом материале необходимо использовать только арабскую нумерацию.
5. Рукопись должна быть представлена в виде файла формата MS Word (\*.doc) на магнитном или оптическом (CD) носителе и распечатки в двух экземплярах. После рецензирования, при наличии замечаний, рукопись с дискетой возвращается автору на доработку. В отдельных случаях возможен обмен отредактированными материалами по электронной почте.
6. При наборе текста необходимо использовать следующие шрифты: «Times New Roman» и «Symbol Regular». Нельзя использовать малораспространенную группу шрифтов **Symbol Bold**, *Symbol Italic* и **Symbol Bold Italic** как в тексте, так и при наборе формул в Microsoft Equation. Размер шрифта для заголовков статей – 16, ФИО авторов – 14, подзаголовков – 12, текста – 12, для сносок – 10, интервал – множитель с коэффициентом 1,3.
7. Иллюстративный и графический материал представляется в виде файлов формата MS Word, предпочтительно в портретной ориентации, в черно-белом цвете. Не допускается использование сканированных графиков и формул. Математические формулы оформляются через редактор формул «Microsoft Equation», **кроме тех случаев, когда их можно набрать непосредственно средствами MS Word.**
8. В зависимости от тематики статьи при необходимости к представленному материалу должно прилагаться экспертное заключение о возможности публикации в открытой печати.
9. Поступающие в редакцию статьи проходят рецензирование.