

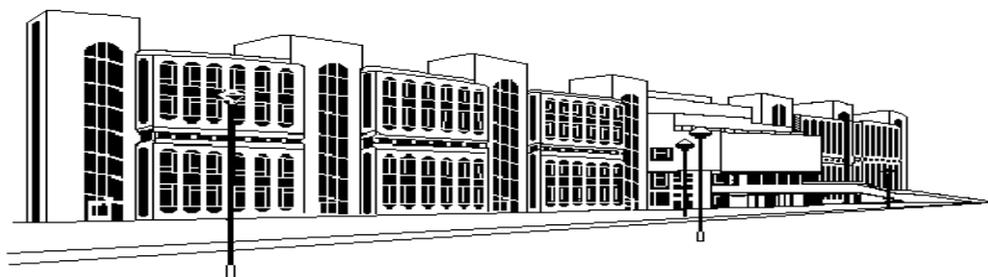


ISSN 2079-0619

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МГТУ ГА

№ 180



Москва
2012

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 180 (6)

Издается с 1998 г.

**Москва
2012**

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Главная редакция

Главный редактор - заслуженный юрист РФ, д-р юрид. наук,
проф. Б.П. Елисеев (МГТУ ГА)

Зам. главного редактора - д-р техн. наук, проф. Е.Е. Нечаев (МГТУ ГА)

Ответственный секретарь главной редакции - д-р техн. наук, доц. О.Г. Феоктистова
(МГТУ ГА)

Члены главной редакции - д-р экон. наук, проф. Б.В. Артамонов (МГТУ ГА);
д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. Л.Н. Елисов (МГТУ ГА);
д-р экон. наук, проф. В.А. Казаков (МГУ им. М.В. Ломоносова);
заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук,
проф. В.Т. Калугин (МГТУ им. Н.Э. Баумана);
заслуженный деятель науки и техники РФ,
д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. В.Л. Кузнецов (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. С.В. Кузнецов (МГТУ ГА);
заслуженный деятель науки и техники РФ,
д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (МФТИ);
д-р техн. наук, проф. В.В. Соломенцев (НТЦ «Промтехаэро»);
заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук,
проф. В.Г. Ципенко (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (ГосНИИ ГА)

Редакционная коллегия выпуска

Ответственный редактор выпуска - д-р техн. наук, проф. Е.Е. Нечаев (МГТУ ГА)

Ответственный секретарь выпуска - д-р техн. наук О.Г. Феоктистова (МГТУ ГА)

E-mail: e.nechaev@mstuca.aero

тел. +7(499)458-75-76

ISBN 978-5-86311-833-8

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

№ 180 (6)

2012

СОДЕРЖАНИЕ

Нечаев Е.Е., Вайс С.Н., Трофимов А.А. Анализ методов пространственно-временной обработки сигналов в самолетных РЛС ДРЛО.....	5
Соловьева Т.Л., Емельянов В.Е. К вопросу о переходе на новую систему вертикального эшелонирования в гражданской авиации.....	16
Соломенцев В.В., Спрысков В.Б., Кузнецов С.В. Основные отличия национальных и международных правил эшелонирования ВС при использовании системы наблюдения обслуживания воздушного движения и предложения по их гармонизации.....	20
Соломенцев В.В., Спрысков В.Б., Кузнецов С.В. Анализ основных различий международных и российских правил эшелонирования воздушных судов при пересечении занятых эшелонов и маршрутов с использованием системы наблюдения обслуживания воздушного движения.....	26
Маслов В.В., Рунов Н.Ю., Соломенцев В.В. Организация системы высокочастотной связи и передачи данных для организации воздушного движения в Российской Федерации.....	40
Романов Н.В., Соломенцев В.В., Емельянов В.Е. Архитектура системы управления аэронавигационной информацией.....	48
Веселов А.В., Королев А.С., Колядов Д.В. Контроль целостности аэронавигационной информации на борту воздушного судна при полетах в океанических и труднодоступных районах.....	54
Мищенко О.В., Апанасов А.А., Семенов В.И. Классификация событий для системы анализа надёжности функционирования технических средств аэронавигационной системы России.....	60
Мищенко О.В., Апанасов А.А. Архитектура системы анализа надёжности технических средств аэронавигационной системы России.....	65
Скрыпник О.Н., Ерохин В.В. Исследование параметров рабочего созвездия ГЛОНАСС на основе моделирования орбитальной группировки.....	70
Горбачев О.А., Иванов В.Б., Нечаев Е.Е. Оценка эффективности модели коррекции ионосферной погрешности GEMTEC для систем GPS/ГЛОНАСС.....	78
Скрыпник О.Н., Соловьева Т.Л. Повышение точности навигационных определений в условиях недостаточного количества спутников рабочего созвездия GPS.....	84
Лебедев Г.Н., Малыгин В.Б., Нечаев Е.Е., Тин Пхон Чжо. Использование системы приоритетного обслуживания при внедрении автоматизированного управления прилётом-вылетом в воздушном пространстве московского аэроузла.....	90
Шайдунов И.Г. Маршрутизация перевозок в экспертных системах поддержки принятия решений менеджера-оператора транспортно-логистического центра.....	99

Камзолов С.К., Самохин А.В. Об опасности полетов в грозу (версии двух катастроф).....	102
Кузнецов В.Л. Метод Фурье-Сепарации в задаче оценки распределений ошибок пилотирования, АЗН-В и РЛС-наблюдений.....	106
Козлов А.И., Лутин Э.А. Преобразование поляризованного базиса и координат вектора поля в случае представления поля четырёхвектором.....	110
Логвин А.И., Лутин Э.А., Емельянов В.Е. Теоретические предпосылки комплексирования активных и пассивных СДЗ.....	115
Бабуров В.И., Герчиков А.Г., Козлов А.И., Орлов В.К., Нечаев Е.Е., Шатраков Ю.Г. Локально-глобальная навигационно-информационная радиотехническая система.....	123
Зайцев А.Н., Троицкий В.И. О применимости логонормальной модели для вероятностного описания атмосферных и промышленных помех.....	129
Зайцев А.Н., Рубцов В.Д., Троицкий В.И. О непараметрических свойствах фазового метода обработки сигнала в условиях совместного действия аддитивных и мультипликативных помех.....	134
Зайцев А.Н., В.Д. Рубцов, Троицкий В.И. Определение вероятностных характеристик помехи и ее смеси с сигналом по экспериментальным данным.....	138
Вдовиченко В.И. О некоторых способах повышения точности отображения воздушной обстановки.....	144
Вдовиченко В.И. О некоторых способах повышения точности отображения пространственных координат воздушного судна.....	148

УДК 621.396

АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В САМОЛЁТНЫХ РЛС ДРЛО

Е.Е. НЕЧАЕВ, С.Н. ВАЙС, А.А. ТРОФИМОВ

По заказу редакционной коллегии

Проанализированы виды и методы пространственно-временной обработки радиолокационных сигналов в импульсно-доплеровских РЛС. Рассмотрены виды помех, возникающие в результате отражений от земной поверхности, принимаемых по боковым лепесткам ДНА в самолётных импульсно-доплеровских РЛС дозора в сантиметровом и дециметровом диапазонах длин волн и представлены модели сигналов отражений. Предложен альтернативный способ пространственно-временной обработки радиолокационных сигналов для борьбы с помехами, принимаемыми по боковым лепесткам ДНА в результате отражений от земной поверхности для самолётных станций ДРЛО с ДНА, имеющей единственный пространственный канал.

Ключевые слова: импульсно-доплеровская РЛС, дальнейшее радиолокационное обнаружение, пространственно-временная обработка.

Введение

По данным, опубликованным в [1], первым в мире самолётом дальнего радиолокационного обнаружения и управления (ДРЛОиУ) стал самолёт британских ВВС «Веллингтон», на который установили первую в мире самолётную станцию ДРЛО. Он использовался для управления и наведения истребителей ПВО на носители самолётов-снарядов V1. За прошедшие 70 лет задачи самолётов ДРЛОиУ не изменились, изменилась техника, а также методы ведения военных действий. Большие мощности радиолокаторов позволяют производить дальнейшее радиолокационное обнаружение и сопровождение целей, при этом находясь вне зоны действия комплексов стационарной ПВО и противовоздушных ракет, а также истребительной авиации противника. Но так как комплекс является источником мощного радиоволнового излучения, он хорошо заметен для противника. Небольшие скорости и неповоротливость самолётов-носителей делают их удобной мишенью, поэтому в реальных условиях комплексы ДРЛОиУ без прикрытия систем ПВО или истребительной авиации не применяются. Появление целей с малой ЭПР, таких как самолёты типа Stealth и крылатых ракет накладывает жёсткие требования по обнаружению к бортовым радиолокационным станциям (БРЛС) самолётов ДРЛО.

Целью работы является анализ видов и методов пространственно-временной обработки сигналов для импульсно-доплеровских самолётных РЛС ДРЛОиУ для борьбы с сигналами, принимаемыми по боковым лепесткам ДНА от подстилающей поверхности, а также анализ двумерных характеристик помех от подстилающей поверхности в дециметровом и сантиметровом диапазоне длин волн.

Некоторые виды современных самолётов ДРЛОиУ

В настоящее время существует несколько самолётов ДРЛОиУ, которые отвечают современным требованиям, активно эксплуатируются, модернизируются и заслуживают особого внимания. К ним относятся: E-2C Hawkeye и E-3A Sentry (США), Wedgetail AEW&C (Австралия), S 100B Argus (Швеция) и А-50 (Россия).

Все эти самолёты различаются по конструкции БРЛС ДРЛОиУ, а также методам, используемым для борьбы с сигналами, отражёнными от земной поверхности, принимаемыми по боковым лепесткам диаграммы направленности антенны (ДНА). Классически антенна БРЛС ДРЛОиУ

установлена в надфюзеляжном обтекателе, а вся аппаратура, в том числе аппаратура обработки, находится в фюзеляже. Так, по данным [2] самолёт E-2C Hawkeye (рис. 1) имеет фазированную антенную решётку, размещённую в надфюзеляжном обтекателе. Элементы комплекса ДРЛО условно сведены в шесть основных связанных между собой подсистем: обнаружения, опознавания, навигации, связи и передачи данных, обработки данных, отображения и управления. Основной подсистемы обнаружения является трёхкоординатная РЛС AN/APS-145, работающая в дециметровом диапазоне радиоволн. Экипаж самолёта состоит из пяти человек: двух лётчиков, находящихся в передней кабине и трёх операторов, находящихся в фюзеляжном отсеке. Первый оператор отвечает за работу всего комплекса, второй - за управление боевыми действиями, третий - за управление аппаратурой разведки и наблюдения.



Рис. 1. Самолёт ДРЛОиУ E-2C Hawkeye

В самолёте S 100B Argus шведских ВВС используется антенная решетка с электрическим сканированием. Это двухсторонняя активная фазированная антенная решётка (АФАР) с многофункциональной РЛС PS-890 Ericsson Erieye, которая работает в дециметровом диапазоне длин волн. Экипаж самолета состоит из пилотов и четырех операторов.



Рис. 2. Самолёт ДРЛОиУ S 100B Argus

Можно предположить, что применение ФАР связано с требованиями высоких скоростей обзора из-за большого количества высокоскоростных целей. Выполнение этих требований возможно только при использовании антенн с электронным сканированием. Антенны с механическим сканированием не в состоянии выполнить данные требования.

Виды и методы пространственно-временной обработки сигналов в самолётных РЛС ДРЛОиУ

Отдельного рассмотрения заслуживает обработка сигналов. Так как РЛС создаёт единое информационное поле маловысотных и средневысотных воздушных целей, то её ДНА неизбежно захватывает значительные области подстилающей поверхности. Это обуславливает главную проблему – необходимость селекции отражённых сигналов от воздушных целей на фоне отражений от подстилающей поверхности. Вследствие того, что самолёт-носитель движется относительно земной или водной поверхности, появляется эффект движения носителя, который необходимо компенсировать. Рассеиватели, которые создают пассивные помехи, име-

ют относительно самолётной РЛС радиальную скорость, которая отличается от осевой скорости антенны. В результате движения РЛС спектр пассивных помех расширяется, вследствие этого движения он перекрывает диапазон с границами, смещёнными вверх и вниз от несущей частоты на доплеровскую частоту, соответствующую скорости РЛС. Так, например, в самолёте E-2C Hawkeye применена техника смещённого фазового центра антенн (СФЦА) [3] для работы по водной поверхности, чтобы компенсировать движение носителя. Морской радиолокатор использует низкую частоту повторения импульсов и не имеет неоднозначности по дальности вплоть до максимальной дальности поиска. Применяемая длина волны приводит к неоднозначностям скорости цели кратным 140 м/с. Техника СФЦА, сдвигая эффективный центр излучения антенны назад, компенсирует движение передвигающейся вперёд платформы (самолёта), так чтобы по нескольким интервалам частоты повторения импульсов антенна как бы была стационарна в пространстве. Полученная стационарность антенны в пространстве вызывает резкое сужение распространения спектра доплеровских частот отражений от земной поверхности. Это позволяет обнаружить цели, летящие с малой скоростью, которые без использования техники СФЦА были бы скрыты внутри спектра (рис. 3).

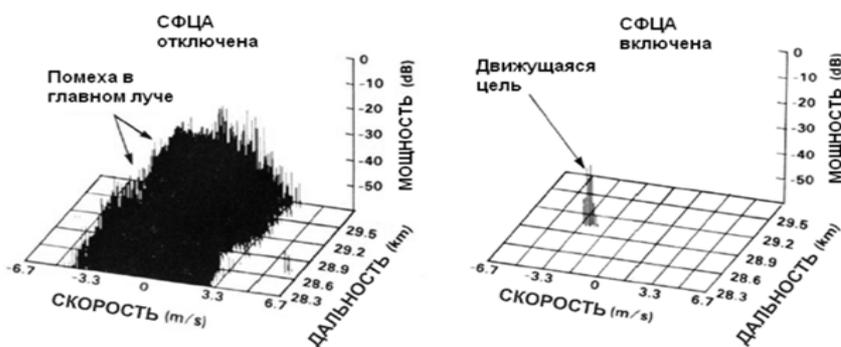


Рис. 3. Отображение дальность/доплер, демонстрирующее свойство аннулирования отражений от земной поверхности системы с СФЦА. Данные получены системой MASR (Multiple-Antenna Surveillance Radar) [3]. Слева показан выход сигнала с процессора обработки сигнала, использующего данные только от одного фазового центра. Справа – результат, полученный вычитанием обработанных данных с выходов двух фазовых центров

Как следует из рис. 3, результат, полученный с выхода от одного фазового центра, представляет собой сильные отражения от земной поверхности, в которых замаскирован сигнал от цели. Совершенно другим выглядит результат, полученный при обработке данных с двух фазовых центров – отражения от земной поверхности исчезают, и отклик сигнала от движущейся цели ясно виден.

На рис. 4 показан экспериментальный самолёт с системой MASR. Эта система представляет собой антенну, которая состоит из 252 элементов, расположенных в 42-х вертикальных столбцах. Один вертикальный столбец составляют шесть излучающих элементов. Только 76% всей апертуры антенны используется передатчиком, оставшиеся элементы или участвуют в работе переключения фазового центра, или составляют крайние столбцы, которые стабилизируют взаимное влияние в среде по краям границы. Принятые сигналы после аналогового сжатия импульса оцифровываются и обрабатываются в параллельном микропрограммном процессоре. Затем производится вычитание 32 пар импульсов и взвешивания их разности, а затем происходит обработка по алгоритмам быстрого преобразования Фурье (БПФ) для того, чтобы получить 32 канала доплеровской частоты.



Рис. 4. Система MASR, установленная на экспериментальном самолёте

Совершенно другим методом обработки принимаемых сигналов в БРЛС ДРЛО является пространственно-временная обработка. Задачей метода пространственно-временной обработки является адаптация характеристик обработки во времени и пространстве к поступающим на вход приёмного устройства сигналам [4]. Основная проблема, которую призвана решить пространственно-временная обработка сигналов – проблема борьбы с сигналами, отражёнными от земной поверхности и поступающими по боковым лепесткам ДНА. Как было справедливо замечено в [5], отражённый от земли сигнал является сложной суммой сигналов, поступающих на вход приёмника РЛС, и распределён в двумерной области «азимут-доплеровская частота». Функция плотности пассивных помех для участка дальности определяется суммой отражений от участков, разделённых единичным интервалом частот. Поэтому необходимо обработать сигнал в массиве поступающих данных во времени и в пространстве.

Проблема, которую призвана решить данная обработка, заключается ещё и в том, что на самолётах-носителях возможна установка только ограниченных по размерам антенных решёток, а также существует влияние конструкций самолёта на распространение при передаче и на приём отражённых сигналов. С ограничением по размерам антенных решёток напрямую связана проблема возникновения боковых лепестков в диаграмме направленности, а с этим, в свою очередь, связана проблема выбора длины волны для БРЛС ДРЛО (длина волны также выбирается из условий эффектов ослабления сигналов в атмосфере). Так как сигнал необходимо обработать в пространстве, то для этого нужно создать несколько пространственных каналов. Из сказанного выше можно сделать вывод, что применение пространственно-временной обработки связано с использованием фазированных антенных решёток (ФАР), так как именно они позволяют обеспечить множество пространственных каналов, необходимых для данной обработки сигналов во времени и пространстве.

Так, например, при ближайшем рассмотрении антенной решётки AWACS APY-1/2 [6], показанной на рис. 5, можно предположить, что она вполне подходит для применения пространственно-временной обработки сигналов, так как имеет 28 волноводов с 4000 прорезанными щелями, которые соединены с 28 ферритовыми фазовращателями для сканирования в вертикальной плоскости. Эта антенная система позволяет сформировать несколько пространственных каналов при сканировании в вертикальной плоскости. В отличие от E-2C Hawkeye система AWACS работает в сантиметровом диапазоне волн и является воздушным радиолокатором с высокой частотой повторения импульсов (ЧПИ). Данный радиолокатор ввиду высокой ЧПИ имеет неоднозначность по дальности, в отличие от E-2C Hawkeye, рассмотренного выше, с промежутками примерно в 6 км. Для борьбы с неоднозначностью по дальности используют множество ЧПИ для определения истинной дальности до цели. Ввиду использования сантиметрового диапазона радиоволн данный радиолокатор имеет намного меньшие боковые лепестки диаграммы направленности антенны, чем E-2C Hawkeye.

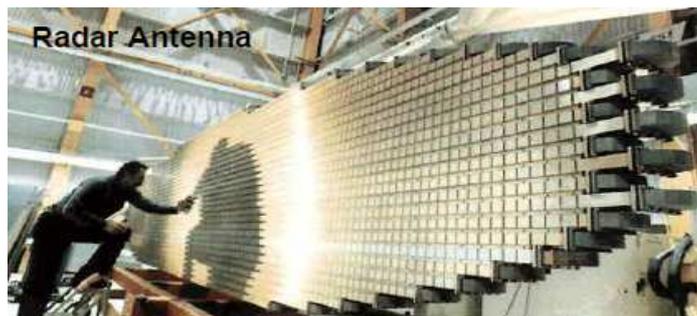


Рис. 5. Антенная решётка APY-1/2 самолёта AWACS

Как следует из [7], пространственно-временную обработку можно разделить на преддоплеровскую и пост-доплеровскую. В первом случае обработка представляет собой способ, снижающий вычислительную нагрузку на систему, то есть предлагается подавить помехи, принимаемые по боковым лепесткам ДНА при помощи пространственно-временной обработки, произведённой до обнаружения целей с заданной вероятностью ложной тревоги. В данной обработке предлагается сразу «взвешивать» при помощи трансверсального фильтра сигналы M с каждого канала N в каждом строке дальности K (фильтр имеет N на M адаптивных весов) и после этого произвести обработку при помощи БПФ в «медленном времени» (то есть БПФ с задержками) с целью разделить выход на различные «элементы выборки» с различными частотами Доплера. Недостатком данного метода являются небольшие значения числа импульсов, используемых в обработке, а это означает, что очень медленно движущиеся цели не могут быть обнаружены. Во втором случае предлагается произвести адаптивную обработку сигналов после проведения доплеровской обработки на каждом канале подмассива данных. Это означает, что из информации, поступающей по N каналам антенной решётки, формируется куб данных. Куб данных представляет собой набор матриц N каналов на M_i импульсов, при этом для каждого строка дальности формируется своя матрица. Далее при помощи БПФ эти матрицы переходят к виду N каналов на M_i доплеровских отсчётов. Этот способ, в отличие от первого, повышает вычислительную нагрузку на систему обработки, но при этом приобретает пространственную чувствительность фильтра. Оба эти способа связаны с использованием многоканальных антенных систем типа ФАР и являются достаточно перспективными, хотя и имеющими свои недостатки.

Одной из главных особенностей авиационных станций ДРЛО, расположенных на скоростных носителях, является то, что маскирующие сигналы, отражённые от разных участков подстилающей поверхности, приобретают различные доплеровские частоты, подчиняющиеся закону $F_d = F_{\max} \times \cos \alpha \times \cos \beta$, где F_{\max} – максимальное значение доплеровской частоты для неподвижного объекта, находящегося по направлению вектора скорости, а F_d – доплеровская частота отражений от объекта, находящегося в направлении относительно вектора скорости: α – по азимуту и β – по углу места. Угол места для любой из точек на плоской подстилающей поверхности будет однозначно связан с высотой полёта носителя и расстоянием до его вертикальной проекции на плоскость (горизонтальной дальностью), а азимут – с отклонением рассматриваемой точки от оси, совпадающей с проекцией вектора скорости. В связи с этим на подстилающей поверхности возникает определённое распределение доплеровских частот. На рис. 6 показано типичное распределение доплеровских частот на подстилающей поверхности в виде линий одинаковых относительных частот, где за единицу принята максимальная частота, V – проекция вектора скорости. Высота полёта около 10 км, подстилающая поверхность представлена в декартовых координатах, отсчитываемых в км. Очевидна симметрия доплеровских частот относительно вектора скорости.

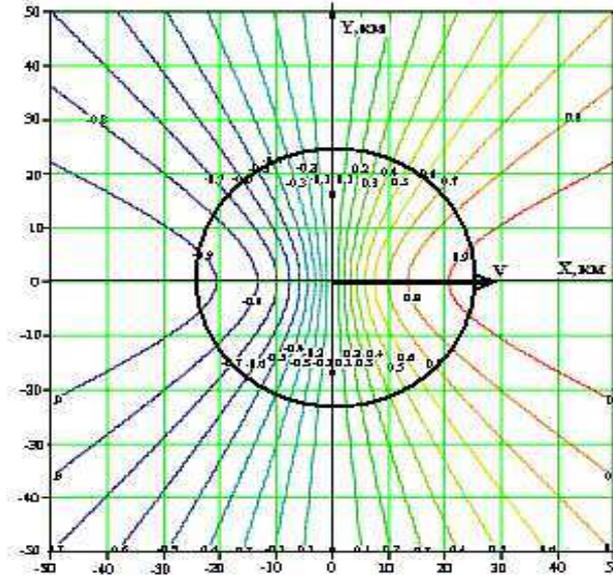


Рис. 6. Распределение доплеровских частот на подстилающей поверхности

Область рассеивающих точек поверхности, участвующих в создании эхо-сигнала одного элемента разрешения по дальности, обычно представляет собой узкую кольцевую импульсную площадку, в пределах которой распределение мощности отражений по азимуту будет соответствовать азимутальной ДНА (на рис. 6 импульсная площадка показана в виде окружности с увеличенной шириной линии). При недостаточно низких боковых лепестках (БЛ) ДНА отражения могут заметно превышать внутренние шумы приёмного тракта, создавая сигналы, сравнимые с сигналом цели. Так как существует детерминированная связь между доплеровской частотой сигналов отражений и азимутом внутри каждого из элементов разрешения по дальности, принято оперировать моделью сигнала в двумерной области «азимут-частота».

На рис. 7 показана модель сигнала в двумерной области «азимут-частота» для станции ДРЛО, работающей в дециметровом диапазоне волн с однозначностью по дальности. Из-за наличия боковых лепестков ДНА отражения от земли присутствуют не только в области главного максимума ДНА, но также и во всех остальных азимутах в виде узкого протяженного максимума, простирающегося практически во всём доплеровском диапазоне. Сигнал цели локализован в пределах азимута главного луча ДНА и одного из значений (произвольного) доплеровской частоты.

Создание достаточно больших антенн для самолётов ДРЛО невозможно, что не позволяет обеспечить необходимо малые БЛ ДНА в дециметровом диапазоне волн. Отсюда следует, что необходимо локально уменьшить величину этих максимумов с помощью специальных технологий двумерной обработки сигналов и подавления помех по боковым лепесткам. На рис. 8 показан вид двумерной характеристики устройства обработки, соответствующей приведенной модели сигнала.

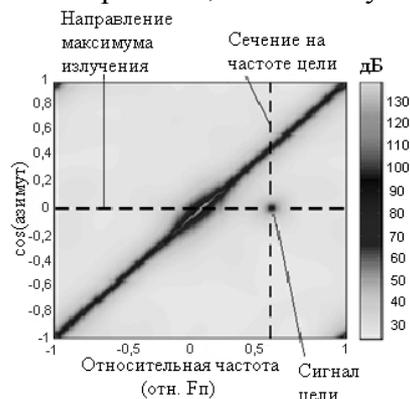


Рис. 7. Двумерная модель сигнала в дециметровом диапазоне волн

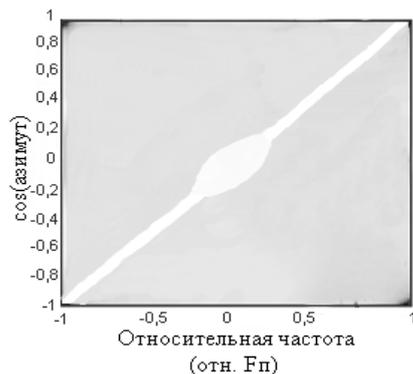


Рис. 8. Двумерная характеристика устройства обработки

При использовании сантиметрового диапазона волн, при достаточно больших горизонтальных размерах антенны (рис. 5) обычно удаётся получить необходимо низкий уровень БЛ ДНА по азимуту и обеспечить уровень принимаемых по ним сигналов ниже чувствительности станции ДРЛО. В то же время существенно меньшие размеры антенны по вертикали, а также необходимость электрического сканирования в вертикальной плоскости приводят к тому, что угломестные БЛ оказываются недостаточно низкими, а сигналы отражений из области подстилающей поверхности, находящейся на небольших дальностях непосредственно под носителем могут заметно превысить пороговый уровень. Область этих отражений соответствует достаточно большим значениям углов места, поэтому во многих случаях их доплеровские частоты могут значительно отличаться от частот отражений, получаемых по главному лучу с больших дальностей.

На рис. 9 показана модель сигнала в двумерной области «угол места-частота» для сантиметрового диапазона ДРЛО, когда отражениями от подстилающей поверхности на азимутальных БЛ можно пренебречь. Изменения мощности сигналов отражений, связанные с различием КНД антенны для разных углов места и с различной дальностью до отражающих площадок, в данной модели не учитывались. Положение главного максимума ДНА по азимуту принималось равным 45 градусам.

В связи с тем, что между углом места, высотой полёта и наклонной дальностью существует однозначная связь, на рис. 10 показана аналогичная модель сигнала в двумерной области «дальность-частота» в предположении однозначности по дальности. Высота полёта принималась равной 10 км. На рис. 11 показана та же модель сигнала в области «неоднозначная дальность-частота» с учётом неоднозначности по дальности, реально возникающей из-за необходимости повышения частоты повторения. Интервал однозначности по дальности принимался равным 10 км.

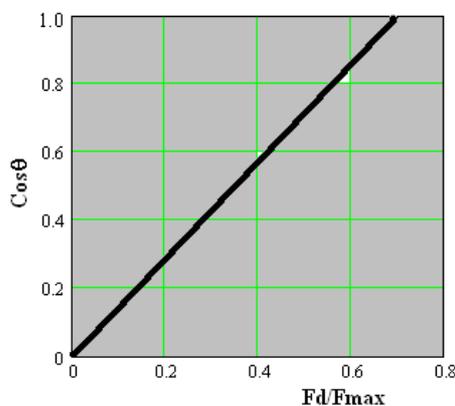


Рис. 9. Модель сигнала отражений в сантиметровом диапазоне в двумерной области «угол места-частота»

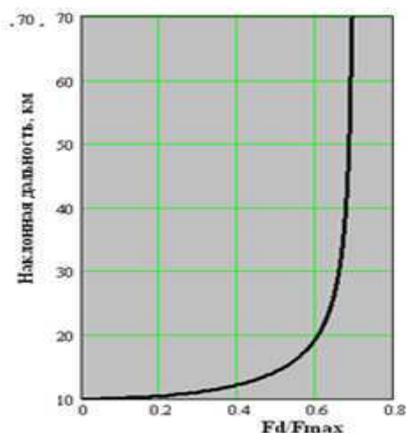


Рис. 10. Модель сигнала отражений в сантиметровом диапазоне в двумерной области «дальность-частота»

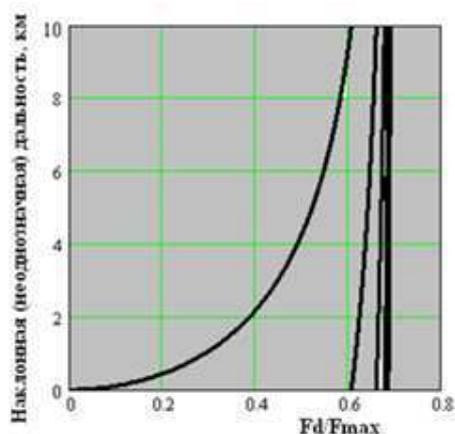


Рис. 11. Модель сигнала отражений в сантиметровом диапазоне в двумерной области «неоднозначная дальность-частота»

При дальнейшем рассмотрении двумерной модели сигнала в станции ДРЛО с неоднозначностью по дальности на рис. 12а мы видим проблемы с возникновением отражений от земной поверхности, поступающих по боковым лепесткам ДНА. Как и в случае дециметрового диапазона волн, здесь также возможно применение такого метода, как адаптивная пространственно-временная обработка, позволяющая значительно снизить помехи, поступающие по боковым лепесткам ДНА. На рис. 12б продемонстрировано сечение одного из значений частоты двумерной модели сигнала в сантиметровом диапазоне волн с использованием алгоритмов адаптивной пространственно-временной обработки. По своей сути полученный результат показывает, что данный алгоритм не вырезает помехи, а является именно методом пространственно-временной обработки, при которой происходит «задавливание» помехи, приходящей по боковым лепесткам ДНА при помощи пространственных минимумов, создаваемых для разных значений доплеровских частот в разных элементах дальности. Создание пространственных минимумов может быть полезно не только с точки зрения снижения помех, принимаемых по боковым лепесткам ДНА от земной поверхности, но также является одним из способов борьбы станций ДРЛО с постановщиками активных помех, излучающих широкополосный сигнал.

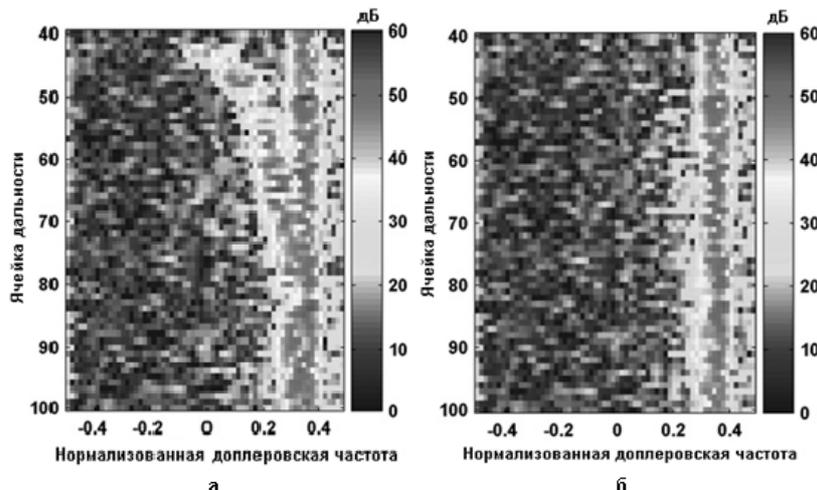


Рис. 12. Сечения для одного из значений частоты двумерной модели сигнала в сантиметровом диапазоне волн

В статье [8] были продемонстрированы блок-схемы обработки для «обычной» неадаптивной РЛС и для РЛС с адаптивной пространственно-временной обработкой. Их различие заключается в том, что в схеме с адаптивной обработкой сигналы от каждого приёмопередающего модуля ФАР обрабатываются по времени и совместная обработка множества сигналов происходит независимо для каждого доплеровского канала. Таким образом, ФАР даёт возможность сформировать набор независимых ДНА, управлять ими в пространстве и обрабатывать их как в пространстве, так и во времени.

Итак, можно сделать вывод, что идёт активное исследование обработки сигналов в области дециметровых длин волн. Это связано с постоянной модернизацией самолётов типа E-2C Hawkeye, а также разработкой новых типов станций ДРЛО, использующих данный диапазон длин волн, который привлекателен в связи с условиями радиолокационного рассеяния разных типов покровов за счёт повышения зеркальности и уменьшения рассеяния от сравнительно «гладких» участков (сельскохозяйственных и естественных полей, водной поверхности и т.д.). Так, например, при работе над водной поверхностью обнаруживаемые цели являются радиоконтрастными на фоне воды, а при работе по земной поверхности, в частности по лесным массивам, возможно обнаружение металлических объектов, скрытых в массиве листвы, сучьев и стволов деревьев. Также в данном диапазоне длин волн удаётся получить достаточно низкие потери энергии СВЧ в тракте передачи энергии к антенне за счёт конструктивных особенностей в отличие от РЛС сантиметрового диапазона. Экспериментальными данными подтверждено, что при работе в условиях дождя потери намного меньше, чем при использовании сантиметрового диапазона радиоволн (рис. 13).

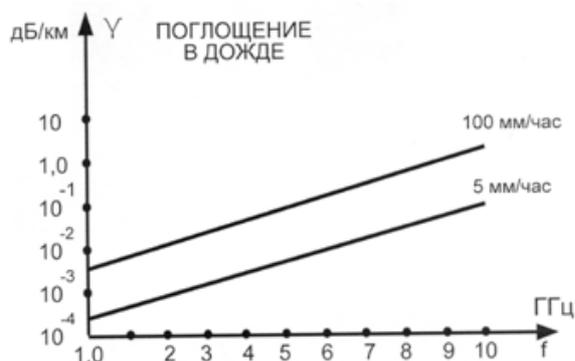


Рис. 13. Потери энергии при работе в условиях дождя

К сожалению, в области пространственно-временной обработки в настоящее время сантиметровый диапазон оказался мало изученным, поэтому представляет собой перспективное направление в изучении и развитии пространственно-временной теории обработки, а также её применимости в реальных станциях ДРЛО, работающих в данном диапазоне. Такими станциями прежде всего являются А-50 (Россия) и Е-3А Sentry (США). В самолётных станциях, работающих с ДНА, имеющей единственный пространственный канал и не имеющей возможности формирования нескольких, как например в ФАР, - существует возможность подавления помех от земной поверхности по боковым лепесткам при помощи компенсационной антенны и корреляционных автокомпенсаторов, изобретённых ещё в середине 20 века для борьбы с постановщиками активных помех и успешно применяемых в настоящее время в ракетах комплексов ПВО. Этот способ является альтернативным методом пространственно-временной обработки. Интересным является то, что корреляционный компенсатор представляет собой пространственный фильтр, обладающий хорошей пространственной чувствительностью, а это означает, что при использовании его вместе с компенсационной антенной и проведении БПФ обработки получается полноценная пространственно-временная обработка сигнала. Применение корреляционных автокомпенсаторов в совокупности с компенсационной антенной по предварительным оценкам может дать снижение помех от земной поверхности, поступающих по боковым лепесткам ДНА на 20...30, а в идеальном случае и все 40 дБ. При всём этом из-за малого коэффициента усиления компенсационной антенны попаданием цели в область компенсационной ДНА можно пренебречь. Одной из главных задач в применении компенсационной антенны и корреляционных автокомпенсаторов является вычисление коэффициента корреляции между компенсирующим лучом и боковыми лепестками. То, насколько точно этот коэффициент будет вычистан, будет зависеть компенсируемый уровень помех. На рис. 14 показан пример подавления боковых лепестков при помощи компенсационной антенны.

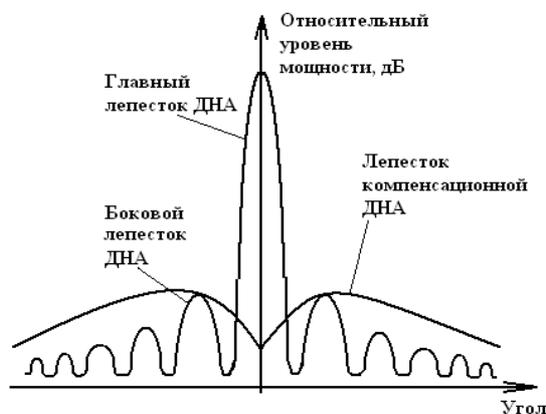


Рис. 14. Подавление боковых лепестков ДНА при помощи компенсационной антенны

Поэтому первое, что необходимо сделать, это разработать алгоритм снижения помех, принимаемых по боковым лепесткам ДНА от подстилающей поверхности. Следующим шагом должно быть вычисление коэффициента корреляции между компенсирующим лучом ДНА компенсационной антенны и боковыми лепестками станции для успешного использования корреляционного автокомпенсатора помех. В целях проверки правильности работы алгоритма снижения помех, в связи с невозможностью проверки эмпирическим путём, в силу больших производственных и денежных затрат необходимо произвести математическое моделирование, а именно: разработать модель снижения помех от земной поверхности, принимаемых по боковым лепесткам ДНА станцией ДРЛОиУ, и произвести анализ полученных данных.

Заключение

Конечно, алгоритмы и схемные решения пространственно-временной обработки сигнала могут быть разными ввиду конструктивных особенностей построения бортовых станций ДРЛО, но они приводят к решению одних общих для них проблем – проблем борьбы с помехами, поступающими от земной поверхности по боковым лепесткам ДНА, и проблем борьбы с постановщиками активных помех. Опираясь на существующую современную элементную базу и вычислительные мощности ЭВМ, вполне реально достижение поставленных задач по обработке сигналов, а также исследование существующих методов обработки с их внедрением в комплексы ДРЛОиУ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Климович Е., Никольский М.** Развитие и применение самолетов дальнего радиолокационного обнаружения и управления // *Авиация и Космонавтика*. - 2000. - №2.
2. **Бобков А.** Авиационные средства дальнего радиолокационного обнаружения и управления иностранных государств // *Зарубежное военное обозрение*. - 2006. - №6.
3. **Muehe C. E., Labbit M.** Displaced-Phase-Center Antenna Technique // *Lincoln Laboratory Journal*. 2000. № 2. Vol. 12.
4. **Klemm, R.** Principles of Space-time adaptive processing. The Institution of Electrical Engineers, London, UK, 2002.
5. **Верба В.С., Трофимов А.А., Чернышев М.И.** Применение пространственно-временной обработки сигналов в самолётной РЛС дозора // *Радиотехника*. - 2009. - №8.
6. **Robert M. O'Donnell** Airborne Pulse Doppler Radar // *Radar Systems Course 1*. 1 January 2010
7. **Savy L., Richardson P. G., Medley J. C., Buerger W.** The Relative Merits of Pre/Post-Doppler STAP. IET Conference on Waveform Diversity and Digital Radar. London. Dec. 2008.
8. **Гандурин В.А., Трофимов А.А., Чернышев М.И.** Структура и алгоритмы пространственно-временной обработки сигналов в импульсно-доплеровской РЛС дозора, расположенной на самолёте // *Радиотехника*. - 2009. - № 8.

ANALYSIS OF SPACE-TIME PROCESSING METHODS USES FOR AIRBORNE RADAR OF DISTANT EARLY WARNING

Nechaev E.E., Vays S.N., Trofimov A.A.

Analysis of space-time processing forms and methods for Pulse Doppler radar is given. Forms of jamming at Pulse Doppler radar for centimeter and decimeter waves are analyzed. Models of altitude signal are delivered. Alternative method of space-time processing for airborne radar of distant early warning with singular spatial pathway is recommended.

Key words: pulse Doppler radar, airborne early warning, space-time processing.

Сведения об авторах

Нечаев Евгений Евгеньевич, 1952 г.р., окончил НГТУ (1974), доктор технических наук, профессор, проректор МГТУ ГА, заведующий кафедрой управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов - антенные измерения, техника СВЧ, использование спутниковых технологий при ОрВД.

Вайс Станислав Николаевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, область научных интересов - радиолокация.

Трофимов Арий Александрович, 1933 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1956), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник ОАО «Концерн радиостроения «ВЕГА», автор более 40 научных работ, область научных интересов - радиолокация.

УДК 621.39:347

К ВОПРОСУ О ПЕРЕХОДЕ НА НОВУЮ СИСТЕМУ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Т.Л. СОЛОВЬЕВА, В.Е. ЕМЕЛЬЯНОВ

Статья посвящена введению в Российской Федерации новой системы эшелонирования с сокращенными интервалами вертикального эшелонирования, рассматривается нормативная база деятельности, особенности внедрения в России.

Ключевые слова: эшелонирование, минимальный интервал, Международная организация гражданской авиации.

17 ноября 2011 г. в России был осуществлен переход на новую систему эшелонирования с сокращенными интервалами вертикального эшелонирования (*Reduced vertical separation minima* - RVSM). Новый порядок был установлен постановлением Правительства РФ от 5 сентября 2011 г. №743, внесшим изменения в действующие Федеральные правила использования воздушного пространства.

До 17 ноября минимальный интервал вертикального эшелонирования 300 м распространялся на высоты - от эшелона 900 м до эшелона 8100 м; а далее вводились 500 м - от эшелона 8100 м до эшелона 12100 м и 1000 м - выше эшелона 12100 м. Такая система действовала с 1969 г. в Советском Союзе.

Новые правила эшелонирования нашли отражение и в зарегистрированных 30 декабря 2011 г. Минюстом РФ (№ 22874) Федеральных авиационных правилах "Организация воздушного движения в Российской Федерации", утвержденных приказом Минтранса РФ от 25.11.2011 г. № 293 (вступают в силу через 60 дней после их официального опубликования, на момент написания статьи еще не были опубликованы).

Что же мы имеем?

Новый порядок уплотнил воздушное пространство: 300 м - до эшелона полета 12500 м и 600 м - выше эшелона полета 12500 м. Однако Правилами от эшелона полета 8850 м до эшелона полета 12500 м включительно запрещаются полеты воздушных судов, не допущенных к полетам с сокращенным интервалом вертикального эшелонирования. Исключение установлено для государственных воздушных судов, воздушных судов, выполняющих полет в составе группы, а также воздушных судов, по каким-либо причинам потерявших в полете способность выдерживать заданный эшелон полета, в том числе выполняющих полет с отказавшей радиосвязью. В этих случаях между указанными воздушными судами устанавливается минимальный интервал вертикального эшелонирования 600 м.

Кроме того, в новой системе вертикального эшелонирования введены номера эшелонов полета (010 - 510 и т.д.). Важно, что числовые значения эшелонов полета в метровом измерении приведены к соответствию числовому значению эшелонов полета, выраженных в футовых измерениях (например, эшелон полета 150 равен эшелону полета 4550 м в метровом измерении и 15000 футов в футовом измерении).

Сокращенные интервалы применяются с эшелона 290 до эшелона 410 включительно через 300 м (1000 футов), а от эшелона 410 и выше - эшелонирование через 600 м (2000 футов).

В диапазоне эшелонов (с эшелона 290 до эшелона 410 включительно) дополнительно вводятся 6 эшелонов (за счет этого повысится пропускная способность воздушного пространства РФ).

Конкретизированы эшелоны при отказе бортовых или наземных систем (средств) радиосвязи: эшелон 140 (4250 м), эшелон 150 (4550 м) или эшелон 240 (7300 м), эшелон 250 (7600 м) в зависимости от направления полета.

Конечно, не может не радовать дальнейшая гармонизация российского воздушного законодательства с международным воздушным правом в этой области.

Положительных моментов много. По мнению специалистов, внедрение RVSM направлено в том числе и на повышение уровня безопасности полетов, которое обеспечивается за счет оборудования воздушных судов усовершенствованными средствами вертикального эшелонирования, внедрения постоянной системы мониторинга выдерживания установленных интервалов вертикального эшелонирования, модернизации средств обслуживания воздушного движения, а также увеличения пропускной способности элементов структуры воздушного пространства.

Ожидается, что увеличение пропускной способности за счет внедрения дополнительных шести эшелонов полетов в диапазоне наиболее интенсивно используемых в настоящее время высот от 8,1 тыс. м до 12,1 тыс. м позволит решить несколько насущных задач, обусловленных требованиями современного рынка, а именно: сокращение задержек вылетов воздушных судов, экономия топлива, сокращение выброса вредных веществ в атмосферу.

Экспертами ИКАО уже в начале 80-х годов был сделан вывод о преимуществах внедрения вертикального эшелонирования несмотря на временные и экономические издержки. Экспертами стран Евроконтроля (Франции, Германии и пр.), СССР, США, Канады, Японии были проведены соответствующие исследования. В этих исследованиях использовались количественные методы оценки риска для обоснования практических решений относительно возможности сокращения минимума вертикального эшелонирования (VSM). Оценка риска предусматривала, во-первых, разработку и использование методов и способов расчета фактического уровня риска какого-либо вида деятельности и, во-вторых, установление уровня риска, рассматриваемого в качестве максимального допустимого значения для обеспечения безопасности авиатранспортной системы. На основании проведенных исследований были сделаны выводы о технической возможности применения RVSM. Итогом явилось принятие в 1991 г. Руководства по применению минимума вертикального эшелонирования 300 м (1000 футов) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно, переизданного в 2002 г. (Doc.9574/AN934).

Следует отметить, что в начале 2000-х годов постановлением Правительства РФ от 24 сентября 2001 г. № 683 «Об организации применения в порядке опытной эксплуатации сокращенных минимумов вертикального эшелонирования в воздушном пространстве Российской Федерации» был осуществлен переход на сокращенные интервалы вертикального эшелонирования воздушных судов в Калининградском (над Балтийским морем) и части Ростовского (над Черным морем) районах Единой системы организации воздушного движения. На международных трассах РЦ ЕС ОрВД Калининград такой переход был осуществлен с 24.01.2002 г., а с 17.03.2005 г. – в одном секторе РЦ ЕС ОрВД Ростов-на-Дону.

По мнению специалистов гражданской авиации практика эксплуатации RVSM в этих районах позволила обеспечить заданный уровень безопасности полетов и существенно повысить эффективность использования воздушного пространства.

Внедрение RVSM отвечает также и Транспортной стратегии Российской Федерации, определяющей развитие транспорта в нашей стране на период до 2030 года, утвержденной распоряжением Правительства Российской Федерации от 22.11.2008 г. № 1734-р. В Стратегии отмечается необходимость завершения перехода от Единой системы организации воздушного движения Российской Федерации к Аэронавигационной системе России, внедрение и развитие перспективных средств и систем аэронавигации, рекомендованных Международной организацией гражданской авиации.

Однако вызывает определенные опасения наличие при обозначении эшелонов двух систем измерений: футы и метры (как мы уже имеем скорость в км/ч и узлах). Неизбежно возникает необходимость перевода одних единиц измерения в другие. Причем это будет проблема не только наших пилотов и диспетчеров, но и экипажей иностранных воздушных судов в воздушном пространстве России, которые по команде диспетчера, содержащей метровый диапазон, будут вынуждены вводить в бортовой компьютер (flight management computer) данные в футах.

Следует также отметить, что при переводе, например футов в метры, возникают погрешности округления. Так, для эшелонов 370 и 360 суммарная погрешность между эшелонами составляет более 45 метров.

Хотелось бы отметить, что Международная организация гражданской авиации, членами которой мы являемся, всегда подчеркивает в своих документах и принимаемых решениях, что любое решение относительно целесообразности сокращения VSM выше ЭП 290 нельзя принимать только на основе рабочего суждения; оно должно быть подкреплено точной оценкой риска, связанного с таким сокращением минимума эшелонирования.

Несмотря на проведенные в нашей стране предварительные серьезные работы по введению новой системы (создание межведомственной рабочей группы и пр.), за пределами исследований, на мой взгляд, остались оценка факторов опасности и соответственно уровня риска, возникающих при переходе на новые правила эшелонирования.

Во-первых, фактором опасности является отсутствие на сегодняшний момент полного пакета соответствующих нормативных документов уполномоченных органов по вопросам внедрения системы RVSM.

Во-вторых, в качестве фактора опасности выступает погрешность перевода футов в метры и наоборот.

В-третьих, фактором опасности является и возросшая нагрузка на диспетчерский состав, так как диспетчеру при осуществлении своих должностных обязанностей придется работать в разных системах измерения.

Кроме того, согласно рекомендациям Международной организации гражданской авиации при введении RVSM все полеты должны выполняться по правилам полетов по приборам.

В соответствии с Федеральными правилами использования воздушного пространства в Российской Федерации введено деление воздушного пространства на:

- класс А, в котором разрешаются полеты, выполняемые только по правилам полетов по приборам, все воздушные суда обеспечиваются диспетчерским обслуживанием и эшелонируются. Все полеты выполняются при наличии разрешения на использование воздушного пространства;
- класс С, в котором разрешаются как полеты, выполняемые по правилам полетов по приборам, так и полеты, выполняемые по правилам визуальных полетов. При этом обеспечивается диспетчерское обслуживание всех воздушных судов.

Правила эшелонирования в этом классе следующие: воздушные суда, выполняющие полеты по правилам полетов по приборам, эшелонируются относительно других воздушных судов, выполняющих полеты по правилам полетов по приборам и правилам визуальных полетов. Воздушные суда, выполняющие полеты по правилам визуальных полетов, эшелонируются относительно воздушных судов, выполняющих полеты по правилам полетов по приборам, и получают информацию о движении в отношении других воздушных судов, выполняющих полеты по правилам визуальных полетов. Требуется разрешение на использование воздушного пространства;

- класс G, в котором разрешаются полеты, выполняемые по правилам полетов по приборам и правилам визуальных полетов. Эшелонирование воздушных судов не производится, наличие постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения (управления полетами) не требуется, как и не требуется наличие разрешения на использование воздушного пространства.

Таким образом, при полетах в воздушном пространстве класса С возникает противоречие с требованиями ИКАО по вопросу возможности применения RVSM, хотя и следует отметить, что эти требования содержатся в Руководстве и являются желательными для применения на территории Договаривающегося государства, а не обязательными. Однако не стоит забывать, что эти правила – Рекомендуемая практика ИКАО, практика, проверенная и базирующаяся на опыте, исследовании и практическом применении. Причем на сегодняшний день авторитет ИКАО настолько высок, что государства, даже не члены ИКАО, стремятся выполнять Стандарты и Рекомендуемую практику досконально либо путем внесения изменений в национальное законода-

тельство, либо прямым путем. Согласно этому же Руководству ИКАО рекомендует разработать дополнительные планы и процедуры, обеспечивающие выдерживание эшелонирования в районах, где возникают метеорологические условия, неблагоприятно влияющие на характеристики выдерживания относительной высоты. Они должны предусматривать обеспечение прогнозирования таких условий и выполнение планов действий в непредвиденных обстоятельствах, связанных с возникновением этих условий. На сегодняшний день в России таких утвержденных полномочными органами актов пока нет.

К факторам опасности можно отнести и возрастание объема информации, поступающей к диспетчеру как за счет двойной системы измерений, так и за счет увеличения пропускной способности воздушного пространства в связи с его уплотнением, а также необходимость обеспечения соответствующего контроля, например со стороны органов управления ПВО, за порядком использования воздушного пространства.

Поэтому для снижения риска возникновения угроз безопасности полетов необходимо, на мой взгляд:

- принять необходимые нормативные акты, регламентирующие порядок внедрения новой системы;
- привести в соответствие действующие и вновь принимаемые нормативные акты в сфере ОрВД с целью исключения пробелов и неоднозначности толкования норм;
- все воздушные суда гражданской авиации, а также государственной и экспериментальной авиации оборудовать фитомерами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дос. 9574 AN/934 Руководство по применению минимума вертикального эшелонирования 300 м (1000 футов) между ЭП 290 и ЭП 410, 2002.
2. Об организации применения в порядке опытной эксплуатации сокращенных минимумов вертикального эшелонирования в воздушном пространстве Российской Федерации: постановление Правительства РФ от 24 сентября 2001 г. № 683.
3. Федеральные правила использования воздушного пространства: утв. постановлением Правительства РФ от 11 марта 2010 г. № 2010.

QUESTIONS OF THE NEW SYSTEM OF VERTICAL SEPARATION IN CIVIL AVIATION

Solovieva T.L., Emelianov V.E.

The article is devoted to the problem of the introduction in Russia a new system of reduced vertical separation minima. There is considered normative base activities and specifics of its implementation in Russia.

Key words: separation, the minimum interval, International Civil Aviation Organization.

Сведения об авторах

Соловьева Татьяна Леонидовна, окончила МАИ (1983), Международный Университет в Москве (2004), кандидат технических наук, доцент, автор более 25 научных работ, область научных интересов – информационное и воздушное право, организация воздушного движения.

Емельянов Владимир Евгеньевич, 1951 г.р., окончил КИИ ГА (1974), профессор, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, автор более 90 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация радиоэлектронных систем, функционирующих в сложной электромагнитной обстановке.

УДК 656.021.2

ОСНОВНЫЕ ОТЛИЧИЯ НАЦИОНАЛЬНЫХ И МЕЖДУНАРОДНЫХ ПРАВИЛ ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ ВС ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ И ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ИХ ГАРМОНИЗАЦИИ

В.В. СОЛОМЕНЦЕВ, В.Б. СПРЫСКОВ, С.В. КУЗНЕЦОВ

Рассмотрены основные отличия отечественных и международных правил эшелонирования воздушных судов при использовании системы наблюдения обслуживания воздушного движения. Обоснован вывод о необходимости модернизации отечественных правил и даны предложения по гармонизации отечественных и международных правил эшелонирования, направленные на повышение эффективности и безопасности отечественной деятельности по обслуживанию воздушного движения.

Ключевые слова: эшелонирование, воздушное движение, системы наблюдения.

Введение

Основной объем мирового обслуживания воздушного движения выполняется по так называемым международным правилам эшелонирования воздушных судов при использовании систем наблюдения обслуживания воздушного движения и лишь незначительная часть мирового объема выполняется по российским правилам, принципиально отличающимся от международных. Такое положение в деятельности по обслуживанию воздушного движения существует десятилетия. В рамках настоящей статьи предпринята попытка выявить основные отличия отечественных и международных правил, понять какие правила эффективней и безопасней и сделать предложения по гармонизации отечественных и международных правил эшелонирования воздушных судов при использовании систем наблюдения обслуживания воздушного движения.

1. Отличия отечественных и международных правил эшелонирования воздушных судов при использовании системы наблюдения обслуживания воздушного движения

Хорошо известно, что правила эшелонирования воздушных судов (ВС) при использовании системы наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД) Российской Федерации [1] отличаются от аналогичных международных правил [2]. Укажем лишь на основные.

- 1.1. Основное отличие связано с тем, что российские минимумы эшелонирования привязаны к:
- типу относительного движения ВС;
 - этапу полета ВС (маршрут, подход, круг);
 - наличию или отсутствию АС УВД или КСА УВД (правила №№ 76, 80 [1]).

Международные минимумы эшелонирования «основанные на использовании радиолокационных средств и/или автоматического зависимого наблюдения, назначаются соответствующим полномочным органом ОВД с учетом возможностей конкретной системы автоматического зависимого наблюдения или радиолокационной системы... **точно** определять местоположение воздушного судна...» [2, п. 8.7.3.3]. А «информация, представленная на индикаторе воздушной обстановки, может быть использована для...:

- ...повышения безопасности полетов;
- ...обеспечения эшелонирования... [2, п. 8.7.1]».

Итак, международные правила аэронавигационного обслуживания связывают функции повышения безопасности полетов и обеспечения эшелонирования ВС с точностью информации, отображаемой на индикаторе воздушной обстановки, а отечественные правила использования воздушного пространства даже не упоминают точность как фактор, от которого зависит значение минимального интервала между ВС.

1.2. Второе отличие связано с тем, что российские правила эшелонирования ВС при наблюдении устанавливают некоторые допустимые расстояния между парами ВС вдоль и поперек направления движения одного из ВС. Нарушение хотя бы одного из указанных минимальных интервалов считается нарушением правил эшелонирования. Такая постановка задачи эшелонирования не всегда корреспондируется со здравым смыслом.

Действительно, пусть правило эшелонирования предписывает выдерживать на одной высоте минимальный продольный интервал в 30 км и одновременно боковой интервал не менее 10 км. На практике, положим, минимальный продольный интервал был нарушен: вместо 30 км обеспечено 25 км. При этом боковой интервал составил не 10 км, а, например, 20 км, 30 км или 100 км. С точки зрения безопасности воздушного движения в этом случае ожидать роста риска катастроф не приходится, а с точки зрения выполнения правил эшелонирования – продольный минимум нарушен и формально следует говорить о потере безопасности.

Международные правила эшелонирования ВС при наблюдении принципиально не указывают, в каком направлении требуется контролировать минимально допустимые расстояния между ВС. Правила требуют, чтобы в круговую зону безопасности, построенную относительно каждого ВС на индикаторе воздушной обстановки, не попадало другое ВС, за исключением случаев, когда между ВС обеспечено вертикальное эшелонирование. В качестве радиуса зоны безопасности на маршруте выбирают 5 мор. миль, на подходе – 3 мор. мили, на кругу – 2,5 мор. мили.

Рассмотренная ситуация нарушения российских правил эшелонирования при использовании систем наблюдения ОВД могла появиться только из-за того, что сами правила находятся в тех же пунктах [1], которые регламентируют правила продольного и бокового эшелонирования без использования систем наблюдения ОВД. Международные правила эшелонирования ВС при наблюдении вынесены в отдельную главу [2]. В условиях плотного воздушного движения с высоким уровнем пересекающихся потоков эшелонирование ВС по кругу, а не по направлениям является наиболее естественным способом обеспечения безопасности, исключая вышесказанный казус, связанный с применением отечественных правил.

1.3. Третье отличие заключается в том, что российские правила оперируют значительно большим количеством минимальных интервалов по сравнению с международными правилами. Действительно, при эшелонировании ВС в зоне ответственности районного диспетчерского центра российские правила опираются на 14 минимумов эшелонирования, в то время, как международные правила – лишь на один.

1.4. Российские правила эшелонирования ВС с использованием системы наблюдения ОВД регламентируют, в основном, отличные от аналогичных международных правил относительные расстояния.

Действительно, при решении задачи эшелонирования ВС на пересекающихся маршрутах российские правила предписывают сравнивать с установленным минимумом прогнозируемое относительное расстояние между ВС, когда одно из них будет находиться в точке пересечения маршрута другого ВС. В исследовании [3] было показано, что это расстояние больше минимального расстояния между ВС на пересекающихся маршрутах, к которому апеллируют международные правила эшелонирования. Это отличие в пользу международных правил потому, что ограничивать следует именно минимальное расстояние, а не какое-то другое.

Но в наибольшей степени эти отличия проявляются в правилах эшелонирования ВС при пересечении занятых встречных и попутных эшелонов.

Международные правила предписывают:

- сравнивать текущее, наблюдаемое на диспетчерском ИВО, расстояние между ВС с установленным минимумом;
- не допускать ситуаций, при которых расстояния между ВС, наблюдаемые на ИВО при пересечении занятых эшелонов, становятся меньше установленного минимума, за исключением случаев, когда между ВС обеспечен минимальный вертикальный интервал эшелонирования.

При такой постановке задачи эшелонирования диспетчер может в реальном времени по ин-

формации ИВО контролировать минимальное расстояние между ВС за все время пересечения еще до команды на пересечение эшелонов.

При пересечении попутных эшелонов диспетчер должен определить путевые скорости пары ВС. Если скорости одинаковы, то за время пересечения их расстояния будут равными наблюдаемым на ИВО. Когда скорости разные, то команду на пересечение без всяких условий можно выдавать, если более скоростное ВС находится спереди менее скоростного. Если более скоростное ВС находится сзади, то для безопасного пересечения диспетчеру необходимо контролировать выполнение условия: наблюдаемое расстояние между ВС должно быть таким, чтобы после вычитания из него величины, равной $\Delta W \cdot 4T_{\text{эш}}$,

где ΔW - разность путевых скоростей ВС; $T_{\text{эш}}$ - время пересечения эшелона (1000 футов, 300 м), остаток был бы больше установленного минимума (5 мор. миль).

При пересечении занятого встречного эшелона также возможно контролировать минимальное расстояние между ВС за все время пересечения по ИВО до команды на пересечение. При пересечении на расходящихся курсах (после пролета ВС друг над другом) диспетчер должен убедиться, что наблюдаемое расстояние между ВС не меньше установленного минимума, а лишь после этого давать команду на пересечение.

Если пересечение происходит на встречных курсах (до пролета ВС друг над другом), то диспетчеру необходимо контролировать выполнение условия: наблюдаемое расстояние между ВС должно быть таким, чтобы после вычитания из него величины, равной $(W_1 + W_2) \cdot 2T_{\text{эш}}$, где W_1, W_2 - путевые скорости ВС, остаток был бы больше установленного минимума, и лишь после этого давать команду на пересечение.

И наконец, для всех ситуаций пересечения занятых эшелонов диспетчер вправе разрешить пересечение, если до команды на изменение профиля полета боковая дистанция между ВС не меньше установленного минимума.

Российские правила эшелонирования ВС при пересечении занятых эшелонов апеллируют не к минимальному расстоянию между ВС, которое диспетчер наблюдает на ИВО, а к некоторому прогнозируемому расстоянию между ВС «на одной высоте». Таким образом, на успешное решение задачи эшелонирования ВС при пересечении занятых эшелонов по российским правилам с использованием продольных интервалов существенно влияют недисциплинированность экипажей ВС по исполнению времени начала изменения высоты полета, выдерживанию запланированной вертикальной скорости пересечения эшелонов и возможные ошибки диспетчера по прогнозированию относительного расстояния между ВС «на одной высоте».

1.5. Существует еще одно принципиальное отличие отечественных и международных правил эшелонирования ВС при наблюдении ОВД, связанное с безопасностью применения правил. Заключается оно в том, что международные правила обеспечивают целевой уровень риска катастроф

(TLS), равный $5 \cdot 10^{-9} \frac{1}{\text{лет.ч}}$, при обеспечении точности наблюдения 500 м для минимума эшелонирования 5 мор. миль и 300 м для минимума эшелонирования 3 мор. мили [4]. Важно подчеркнуть, что зарубежные правила используют одинаковый минимум как для продольного расстояния, так и для бокового расстояния между ВС. Требования безопасности к точности наблюдения, обеспечивающие выполнение TLS, также одинаковые как для продольного применения минимальных интервалов, так и для применения боковых интервалов.

Российские правила предполагают использование существенно разных минимальных продольных и боковых интервалов, а значит и требования безопасности к точности наблюдения при этом должны быть существенно различными для обеспечения одного и того же TLS. Очевидно, что для обеспечения безопасности при эшелонировании посредством меньшего интервала эшелонирования (бокового) точность должна быть выше.

Если предположить, что такая точность обеспечена, то можно смело сокращать больший (про-

дольный) интервал. Если же предположить, что достигнута точность наблюдения для безопасного эшелонирования ВС посредством большего интервала (продольного), то любое решение задачи эшелонирования посредством меньшего интервала (бокового) будет всегда небезопасное, то есть риск катастроф ВС при эшелонировании будет большим, чем TLS.

Таким образом, безопасное использование российских несимметричных минимальных интервалов эшелонирования при использовании системы наблюдения ОВД предъявляет несогласованные требования к точности наблюдения ВС, которые на практике приводят к тому, что либо продольные интервалы без ущерба безопасности полетов можно сокращать, если обеспечены повышенные точности для безопасного применения боковых интервалов, либо использование боковых интервалов не обеспечивает безопасность полетов, если достигнуты точности наблюдения только для использования продольных интервалов.

Итак, сравнительный анализ международных и отечественных правил эшелонирования ВС при наблюдении указывает на их существенные различия:

- на любом рабочем месте диспетчера УВД в районном центре, на подходе или на кругу международные правила позволяют осуществлять эшелонирование по единому минимуму, тогда как отечественные правила для деятельности по ОВД на тех же самых рабочих местах предписывают диспетчеру использовать целый ряд минимальных интервалов. Например, в РЦ без АС УВД или КСА УВД – 7 минимумов, в РЦ с АС УВД или КСА УВД – 7 минимумов. На подходе и на кругу картина аналогичная;

- международные правила существенно упрощают эшелонирование ВС по ИВО, так как освобождают диспетчера от оценок продольных и боковых относительных расстояний между ВС. В условиях интенсивного движения ВС по пересекающимся маршрутам наиболее естественным способом эшелонирования является эшелонирование по кругу (по единому минимуму), а не по направлениям;

- международные правила не привязаны к типам относительного движения ВС в отличие от отечественных. Правила устанавливают единый подход для решения задач эшелонирования для всех типов относительного движения ВС, перечисленных в отечественных правилах. Принцип эшелонирования ВС по международным правилам, а именно: никогда, ни при каких обстоятельствах не допускать сближения ВС на ИВО на расстояния, меньшие установленного минимума, за исключением случаев, когда между ВС обеспечен минимум вертикального эшелонирования - во всех случаях (для всех типов относительного движения) позволяет диспетчеру принимать решение на изменение режима полета ВС после того, как он оценил на ИВО минимальное расстояние между ВС, и оно не может быть уменьшено в процессе расхождения ВС. Отечественные правила только в отношении относительного движения по одному маршруту на одной высоте позволяют сделать это также, как международные, но при пересечении занятых эшелонов и маршрутов на одной высоте отечественные правила предписывают выдерживать минимальные расстояния, которые в текущий момент времени на ИВО не наблюдаются.

Применение международных правил обеспечивает, при прочих равных условиях, большую безопасность полетов, так как правила предъявляют одинаковые требования к точности отображения координат ВС на ИВО при эшелонировании различных типов относительного движения ВС. Российские правила предъявляют несовместные требования по точности отображения ВС на ИВО при применении продольных и боковых минимумов эшелонирования. Это означает, что, если некоторый уровень точности наблюдения обеспечивает безопасное применение продольных интервалов, то этот же уровень точности не обеспечивает безопасное применение минимальных боковых интервалов. И наоборот, если обеспечено безопасное применение бокового эшелонирования, то минимальные продольные интервалы можно сокращать.

Анализ отличий убедительно показал, что гармонизация национальных и международных правил просто необходима, так как отечественные правила уступают международным, в том числе в вопросах обеспечения безопасности полетов. Такое положение недопустимо и требует безусловного исправления.

2. Пути гармонизации отечественных и международных правил эшелонирования ВС при использовании системы наблюдения обслуживания воздушного движения

Анализ основных различий международных и национальных правил эшелонирования ВС при наблюдении показал, что во всех компонентах международные правила превосходят аналогичные отечественные, но для обеспечения безопасности полетов при эшелонировании они предъявляют к системе ОВД довольно жесткие требования к точности наблюдения. Поэтому применять международные правила эшелонирования при наблюдении для решения задач эшелонирования ВС в Российской Федерации не представляется возможным, так как обеспечить повсеместно точность на маршруте и на подходе порядка 500 м и 300 м в настоящее время невозможно.

Однако в гражданской авиации СССР и гражданской авиации Российской Федерации в течение многих десятилетий при эшелонировании ВС, выполняющих полеты по одной воздушной трассе на одной высоте, использовались минимальные интервалы между ВС, безопасность которых проверена временем. Очень важно, что с тактической точки зрения (по типу контролируемого интервала) международные и отечественные правила эшелонирования для данного типа относительного движения не имеют различий, за исключением применяемых минимальных интервалов.

Российские правила предписывают использовать для разделения ВС, следующих в попутном направлении на одной высоте, интервалы:

- на маршруте - не менее 30 км, а при использовании автоматизированной системы управления воздушным движением или комплекса средств автоматизации управления воздушным движением - не менее 20 км;

- на подходе - не менее 20 км, а при использовании АС УВД или КСА УВД - не менее 10 км;

- на кругу - не менее 5 км.

Если признать, что безопасность применения продольных интервалов 30 км, 20 км, 10 км и 5 км доказана положительной практикой их применения, то в основу гармонизации можно предложить переход российских правил эшелонирования при использовании системы наблюдения ОВД на принципы международных правил эшелонирования ВС при наблюдении, но с минимальными интервалами в 30 км, 20 км, 10 км и 5 км.

При этом в отечественных правилах в зоне взлета/посадки необходимо предусмотреть точно такую же дифференциацию минимальных интервалов из-за действия спутного следа, как в «PANS-ATM» [2].

Наконец, отечественные правила эшелонирования ВС при наблюдении ОВД необходимо вынести из подраздела «Эшелонирование» и поместить их в отдельный подраздел «Правила эшелонирования ВС при использовании системы наблюдения ОВД». Тогда гармонизация будет полной.

Заключение

Гармонизация отечественных правил эшелонирования ВС при использовании систем наблюдения ОВД просто необходима. Она должна заключаться во внедрении в Российской Федерации правил эшелонирования ВС при наблюдении, аналогичных международным, но в ряде случаев с большими радиусами кругов безопасности вокруг отметок ВС на ИВО.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации: утв. постановлением Правительства Российской Федерации от 11 марта 2010 г. № 138.
2. Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения. – Монреаль: ИКАО, ICAO Doc 4444 ATM/501. - 15-е изд. - 2007.
3. Проведение исследования и разработка мероприятий для введения сокращенных минимумов продольного и бокового эшелонирования и введения международных стандартов, правил полетов и аэронавигационного обслуживания: отчет о НИР по государственному контракту №3893/09-030-0000-ГК/ГК-216-10/Б от 31.08.2009 г. - М.: ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», 2009.

4. Eurocontrol Standart Document For Radar Surveillance In En-Route Airspace And Major Terminal Areas. Документ ЕВРОКОНТРОЛЯ SUR.ET1.STO1.1000-STD-01-01. - Брюссель: Евроконтроль, 1997.

THE KEY DIFFERENCES BETWEEN DOMESTIC AND INTERNATIONAL AIRCRAFT SEPARATION RULES IN AIR TRAFFIC SERVICE SURVEILLANCE AND PROPOSALS ON THEIR HARMONIZATION

Solomentsev V.V., Spryskov V.B., Kuznetsov S.V.

The paper considers the key differences between domestic and international aircraft separation rules in Air Traffic Service Surveillance. The paper justifies necessity of modernization of the domestic rules and gives proposals on harmonization domestic and international separation rules, to enhance effectiveness and safety of the domestic Air Traffic Service activity.

Key words: Separation, aviation traffic, air surveillance systems.

Сведения об авторах

Соломенцев Виктор Владимирович, 1957 г.р., окончил МИЭМ (1980), академик Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора ОАО «НТЦ «Промтехаэро», заведующий кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – системы связи навигации и наблюдения, организации воздушного движения, моделирование.

Спрысков Владимир Борисович, 1951 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1975), МГУ им. М.В. Ломоносова (1983), доктор технических наук, главный научный сотрудник ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», автор более 100 научных работ, область научных интересов – безопасность воздушного движения.

Кузнецов Сергей Вадимович, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, старший научный сотрудник ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», автор 7 научных работ, область научных интересов – системы наблюдения обслуживания воздушного движения, безопасность воздушного движения.

УДК 656.021.2

АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ РАЗЛИЧИЙ МЕЖДУНАРОДНЫХ И РОССИЙСКИХ ПРАВИЛ ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ ПЕРЕСЕЧЕНИИ ЗАНЯТЫХ ЭШЕЛОНОВ И МАРШРУТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

В.В. СОЛОМЕНЦЕВ, В.Б. СПРЫСКОВ, С.В. КУЗНЕЦОВ

Рассмотрены основные различия международных и российских правил эшелонирования воздушных судов при пересечении занятых эшелонов и маршрутов с использованием системы наблюдения обслуживания воздушного движения и показаны преимущества одних и недостатки других правил.

Ключевые слова: правила эшелонирования воздушных судов, управление воздушным движением, система наблюдения обслуживания воздушного движения.

1. Уравнения относительного движения воздушных судов на пересекающихся маршрутах при управлении интервалами между ВС по отечественным и международным правилам эшелонирования

Российские правила эшелонирования с использованием системы наблюдения из всех возможных значений $S_x(t), S_y(t)$ наблюдаемых интервалов между ВС ограничивают величину интервала S_{xy} , когда какое-либо ВС достигает точки пересечения маршрутов [1]. Международные правила [2] ограничивают величину минимального из всех наблюдаемых интервалов (S_{\min}). Интервалы S_{xy} и S_{\min} показаны на рис. 1.

Запишем выражение для $S_x(t), S_y(t)$ при регулировании минимального интервала между ВС по российским правилам в виде

$$\begin{cases} S_x^{RUS}(t) = (W_2 \cdot \cos \gamma - W_1) \cdot \left(t - \frac{T}{2}\right) - S_{xy} \cdot \cos \gamma \\ S_y^{RUS}(t) = (W_2 \cdot \sin \gamma) \cdot \left(t - \frac{T}{2}\right) - S_{xy} \cdot \sin \gamma \end{cases}, \quad (1)$$

где W_1, W_2 - путевые скорости движения ВС; γ - угол пересечения путевых скоростей; $\frac{T}{2}$ - время достижения одним из ВС точки пересечения маршрутов; S_{xy} - расстояние между ВС, когда одно из них достигло точки пересечения маршрутов

$$S_{xy} = \sqrt{S_x^{RUS^2}\left(\frac{T}{2}\right) + S_y^{RUS^2}\left(\frac{T}{2}\right)}, \quad t \in (0, T).$$

Выражение (1) записано для прямолинейного равномерного движения ВС.

Параметрический закон наблюдаемого относительного движения (1) дает возможность записать решение задачи определения минимального наблюдаемого относительного расстояния между ВС в следующем виде

$$\min_{t \in (0, T)} \left\{ \sqrt{S_x^{RUS^2}(t) + S_y^{RUS^2}(t)} \right\} = S_{\min} = S_{xy} \cdot \frac{W_1 \cdot \sin \gamma}{\sqrt{W_1^2 + W_2^2 - 2W_1W_2 \cos \gamma}}; \quad (2)$$

$$t_{S_{\min}} = \frac{T}{2} + S_{xy} \frac{W_2 - W_1 \cos \gamma}{W_1^2 + W_2^2 - 2W_1W_2 \cos \gamma}. \quad (3)$$

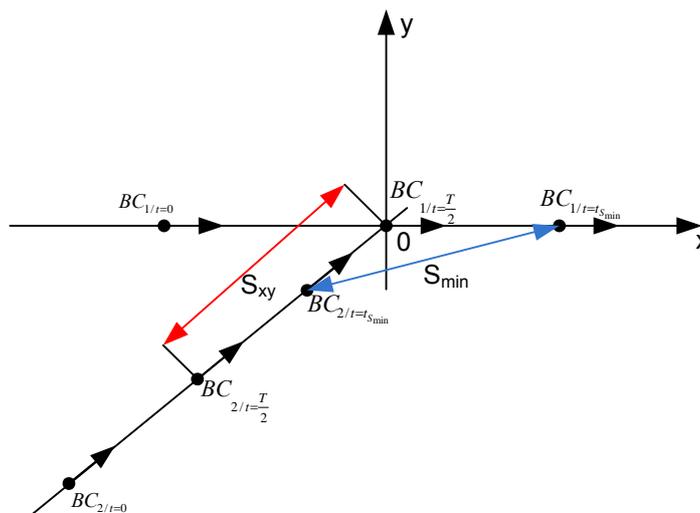


Рис. 1. Интервалы S_{xy} и S_{min} , регулируемые в соответствии с российскими и международными правилами эшелонирования с использованием системы наблюдения ОВД в точке пересечения маршрутов

Выражение (2) записано для случая, когда $0 < t_{s_{min}} < T$. В противном случае величина S_{min} будет равна либо значению $(S_x^{RUS^2}(0) + S_y^{RUS^2}(0))^{\frac{1}{2}}$, либо значению $(S_x^{RUS^2}(T) + S_y^{RUS^2}(T))^{\frac{1}{2}}$ в зависимости от величины $t_{s_{min}}$.

Модель наблюдаемого относительного движения (1) и выражение (2) позволяют записать модель относительного наблюдаемого движения ВС при регулировании интервалов по международным правилам в виде

$$\begin{cases} S_x^{ICAO}(t) = (W_2 \cdot \cos \gamma - W_1) \cdot \left(t - \frac{T}{2}\right) - \frac{S_{min} \sqrt{W_1^2 + W_2^2 - 2W_1W_2 \cos \gamma}}{W_1 \cdot \sin \gamma} \cdot \cos \gamma \\ S_y^{ICAO}(t) = W_2 \cdot \sin \gamma \cdot \left(t - \frac{T}{2}\right) - \frac{S_{min} \sqrt{W_1^2 + W_2^2 - 2W_1W_2 \cos \gamma}}{W_1 \cdot \sin \gamma} \cdot \sin \gamma \end{cases} \quad (4)$$

Отличие моделей (1) и (3) заключается в том, что при движении ВС по (1) для различных значений W_1, W_2 и γ расстояние между ВС, когда одно из них достигнет точки пересечения маршрутов при $t = \frac{T}{2}$, будет строго равно S_{xy} . При этом минимальное расстояние между ВС S_{min} будет разным в зависимости от значения параметров W_1, W_2 и γ (рис. 2).

При движении ВС по модели (4) для разных значений W_1, W_2 и γ расстояние между ВС, когда одно из них достигнет точки пересечения маршрутов $\left(t = \frac{T}{2}\right)$, будет разным, но зато минимальное наблюдаемое расстояние между ВС S_{min} не будет зависеть от изменений значений W_1, W_2 и γ (рис. 3).

Очевидно, что безопасность пролета пары ВС точки пересечения маршрутов при прочих равных условиях зависит не от интервала S_{xy} , а от минимального расстояния между ВС. Это дает преимущества по безопасности международным правилам по сравнению с российскими.

Уравнения движений ВС (1) и (4), полученные в данном разделе, могут использоваться для

решения различных задач управления безопасностью воздушного движения при моделировании риска катастроф ВС. Другим полезным свойством представленных результатов является возможность прогнозирования в реальном времени минимального расстояния между ВС и времени достижения минимума, если определены время достижения точки пересечения траекторий ВС $\left(\frac{T}{2}\right)$, путевые скорости ВС и угол между ними.

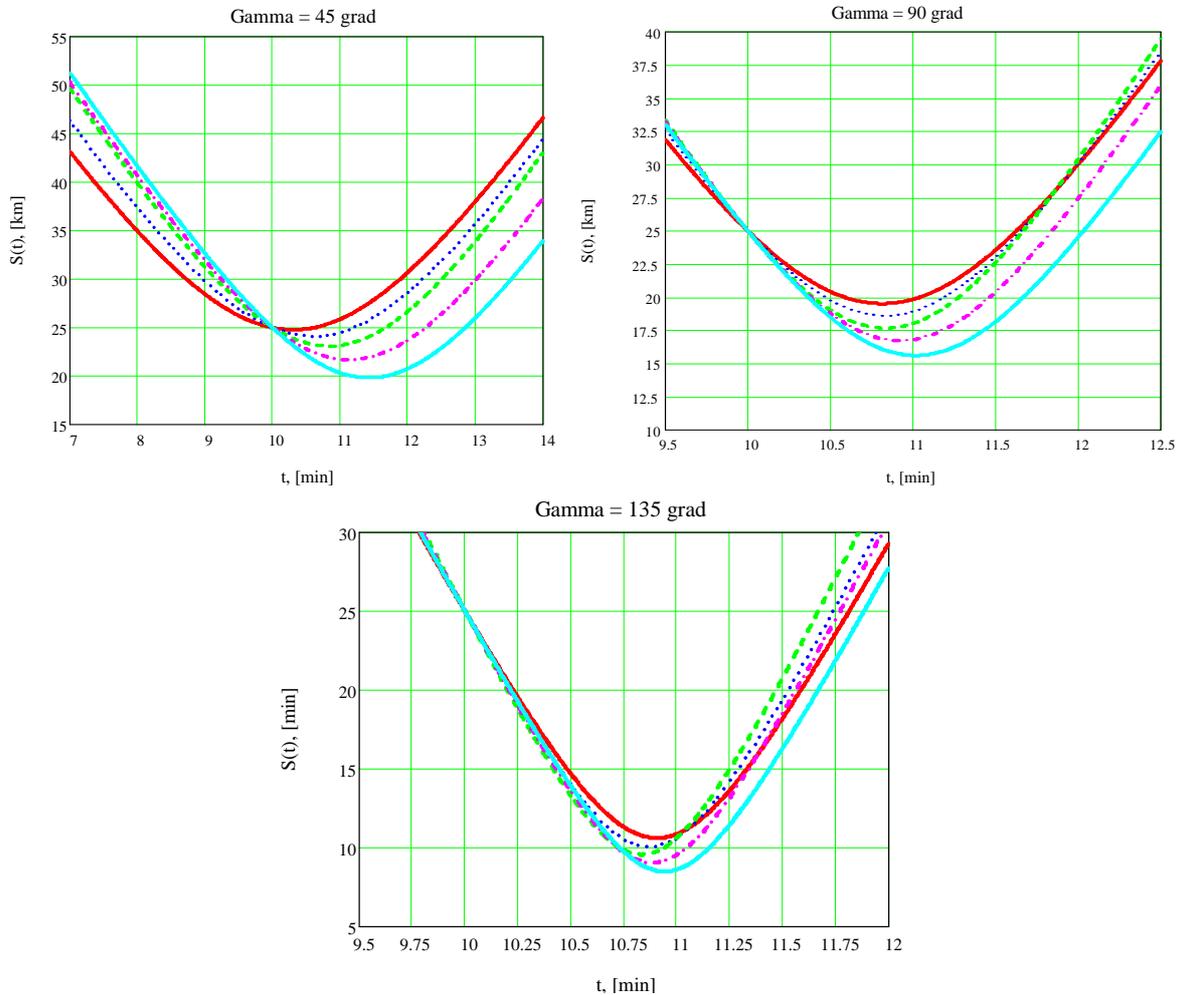


Рис. 2. Интервалы между ВС при движении по пересекающимся маршрутам в соответствии с российскими правилами эшелонирования при использовании системы наблюдения ОВД в зависимости от путевых скоростей W_1, W_2 и углов их пересечения γ для $\frac{T}{2} = 10 \text{ мин}$ и $S_{xy} = 25 \text{ км}$

$$\text{при } W_1 = 720 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 810 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}};$$

$$W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 810 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 720 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

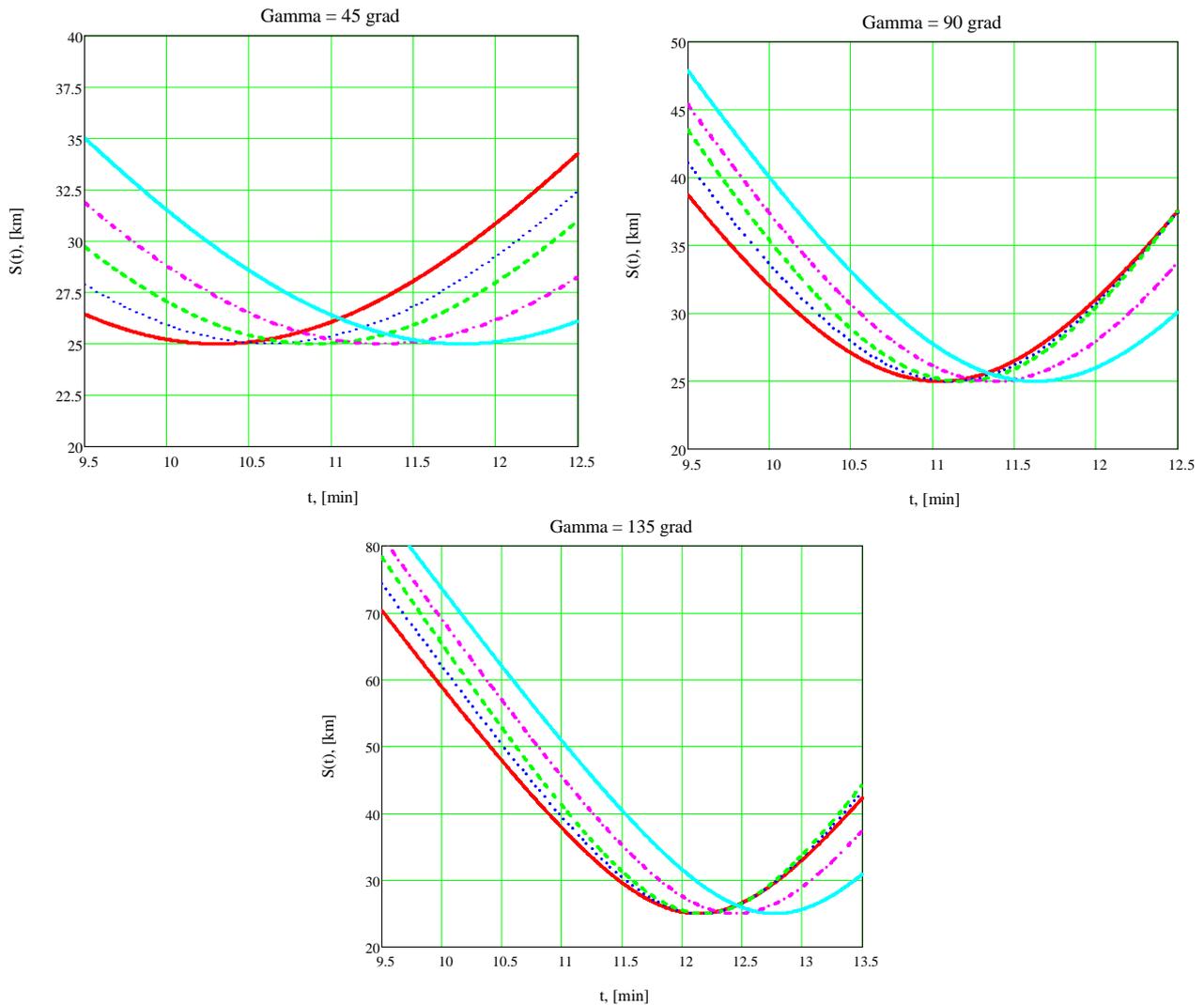


Рис. 3. Интервалы между ВС при движении по пересекающимся маршрутам в соответствии с международными правилами эшелонирования при использовании системы наблюдения ОВД в зависимости от путевых скоростей W_1, W_2 и углов их пересечения γ для $\frac{T}{2} = 10$ мин и

$$S_{\min} = 25 \text{ км при } W_1 = 720 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 810 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}};$$

$$W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 810 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

2. Уравнения относительного движения при пересечении занятых эшелонов при регулировании интервалов между ВС по российским и международным правилам эшелонирования с использованием системы наблюдения

Различают пересечение занятых встречных и попутных эшелонов. Международные правила эшелонирования ВС с использованием системы наблюдения ОВД устанавливают одинаковые правила и минимальные интервалы между ВС при пересечении занятых эшелонов. В Российской Федерации применяются разные правила и минимумы эшелонирования при пересечении занятых встречных и попутных эшелонов.

Задачей настоящего раздела является формализация различий в международных и отечественных правилах эшелонирования и подготовка таких моделей плановых относительных дви-

жений, которые позволяют обосновывать безопасные минимальные интервалы между ВС в соответствии с теми или иными правилами для заданных характеристик системы наблюдения ОВД и навигационного обеспечения полетов.

2.1. Модели плановых относительных движений ВС при пересечении занятых встречных эшелонов

В Российской Федерации на любом смежном эшелоне, по отношению к рассматриваемому, осуществляется движение ВС в противоположных направлениях, а далее, через высотный эшелон, движение осуществляется в попутных направлениях. Федеральные правила использования воздушного пространства предписывают на маршруте обеспечивать продольный интервал между ВС (в момент пересечения эшелона) не менее 30 км (иногда с соблюдением бокового интервала не менее 10 км) при условии обеспечения установленных интервалов вертикального эшелонирования к моменту расхождения воздушных судов.

ВС могут расходиться до начала изменения высоты одного из них (на расходящихся курсах) и после того, как маневр пересечения выполнен (на сходящихся курсах). Рассмотрим пример пересечения занятого встречного эшелона на расходящихся курсах (рис. 4).

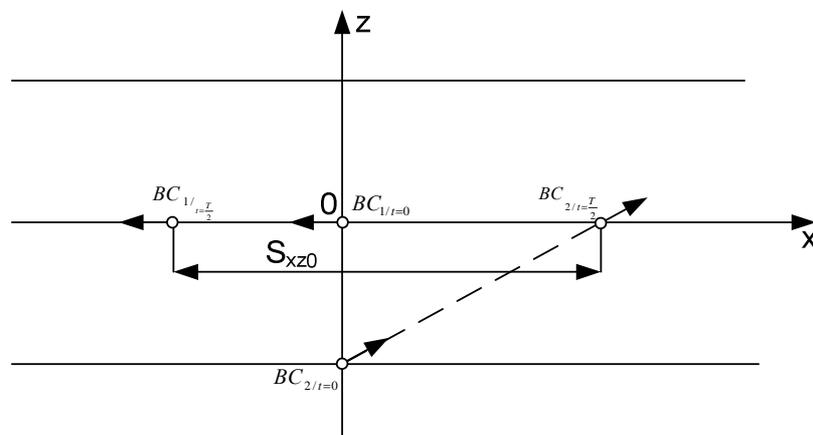


Рис. 4. Пример пересечения занятого встречного эшелона по российским правилам эшелонирования на расходящихся курсах

Уравнения наблюдаемого относительного движения ВС следует записать в следующем виде

$$\begin{cases} x_2(t) - x_1(t) = S_x(t) = (W_1 + W_2) \cdot t \\ z_2(t) - z_1(t) = S_z(t) = -\Delta H_{\text{эш}} + |V_{z_2}| \cdot t, \end{cases} \quad (5)$$

где $t \in (0, T)$; W_1, W_2 - плановые путевые скорости, соответственно ВС1 и ВС2; V_{z_2} - вертикальная скорость смены эшелона; $\Delta H_{\text{эш}}$ - интервал вертикального эшелонирования; $T = \frac{2\Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|}$ -

время, в течение которого ВС2 преодолевает дистанцию в вертикальной плоскости, равную двум минимумам вертикального эшелонирования.

На рис. 4 переменная S_{xz0} обозначает минимальный интервал продольного эшелонирования ВС в соответствии с российскими правилами.

К сожалению российские правила эшелонирования [1] вводят минимальный интервал S_{xz0} , который в ряде случаев невозможно обеспечить, если осуществлять маневр схемы пересечения строго в соответствии с рис. 5.

Действительно, в соответствии со схемой движения рис. 4 величина S_{xz0} будет равна

$$S_{xz0} = S_x \left(\frac{T}{2} \right) = (W_1 + W_2) \cdot \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|}, \text{ которая зависит от } V_{z_2}. \quad (6)$$

Если величина $|V_{z_2}|$ больше некоторого значения, зависящего от W_1, W_2 и $\Delta H_{\text{эш}}$, то за время $\frac{T}{2}$ ВС могут не набрать установленного минимального интервала продольного эшелонирования. Можно показать, что вертикальная скорость, при которой установленный минимум будет нарушен, удовлетворяет неравенству

$$|V_{z_2}| \geq (W_1 + W_2) \cdot \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{S_{xz0}}. \quad (7)$$

Например, для $W_1 = W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$; $\Delta H_{\text{эш}} = 0,3 \text{ км}$ и $S_{xz0} = 30 \text{ км}$ - $|V_{z_2}| \geq 18 \frac{\text{км}}{\text{ч}} = 5 \frac{\text{м}}{\text{с}}$.

Для меньших путевых скоростей W_1 и W_2 скорость вертикального маневра, при которой будет нарушен установленный минимум продольного эшелонирования, будет еще меньше.

Это говорит лишь о том, что схему маневра надо дополнять неким буфером: после того, как ВС разошлись, ВС2 должен совершать движение в горизонтальном полете, пока наблюдаемое между ВС расстояние не станет большим некоторой величины ΔX . Схема движения ВС при пересечении занятого встречного эшелона с гарантией обеспечения заданного минимального продольного интервала показана на рис. 5.

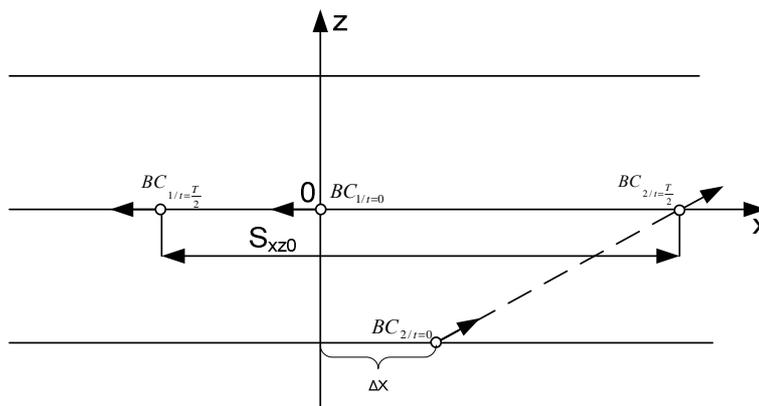


Рис. 5. Схема пересечения занятого встречного эшелона по российским правилам с гарантией обеспечения заданного минимального продольного интервала на расходящихся курсах

Использование буфера ΔX потребует изменений в уравнениях (5)

$$\begin{cases} x_2(t) - x_1(t) = S_x(t) = (W_1 + W_2) \cdot t + \Delta X \\ z_2(t) - z_1(t) = S_z(t) = -\Delta H_{\text{эш}} + |V_{z_2}| \cdot t \end{cases}, \quad (8)$$

где $t \in (0, T)$.

Значения других параметров полностью соответствуют тем, которые приведены для формулы (5).

Уравнения движения (8) гарантируют выполнение российского правила продольного эшелонирования при пересечении занятого встречного эшелона на расходящихся курсах, если величина буфера безопасности ΔX будет выбрана следующим образом

$$\begin{cases} \Delta X = 0, \text{ если } S_{xz0} \leq (W_1 + W_2) \cdot \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|} \\ \Delta X \geq S_{xz0} - (W_1 + W_2) \cdot \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|}, \text{ если } S_{xz0} > (W_1 + W_2) \cdot \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|} \end{cases} \quad (9)$$

Таким образом, чтобы выполнить российские правила пересечения занятого встречного эшелона на расходящихся курсах и не нарушить российский минимальный интервал продольного эшелонирования S_{xz0} , диспетчер в качестве необходимого условия должен дождаться момента расхождения меток ВС на индикаторе воздушной обстановки и в качестве достаточного условия соблюдения минимума должен обеспечить после расхождения ВС буфер безопасности ΔX , который определяется по формуле (9). Очевидно, эта задача непосильна для диспетчера в условиях нормальной загрузки (5-7 ВС на связи).

Рассмотрим уравнения движения ВС при пересечении занятого встречного эшелона по российским правилам на сходящихся курсах. Этот маневр применяется на достаточно больших расстояниях между ВС (Dx_0) с тем, чтобы за время выполнения маневра пересечения

$T = \frac{2\Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|}$ ВС продолжали быть на сходящихся курсах. Схема данного маневра показана на

рис. 7. Величина Dx_0 для российских правил должна удовлетворять условию

$$Dx_0 \geq (W_1 + W_2) \cdot \frac{2 \cdot \Delta H_{\text{эш}}}{|V_{z_2}|} \quad (10)$$

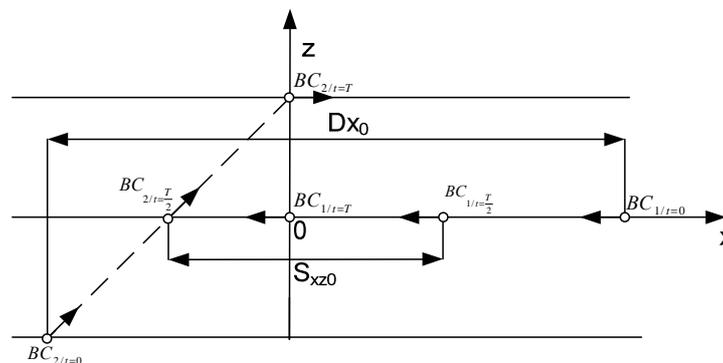


Рис. 6. Пример пересечения занятого встречного эшелона по российским правилам эшелонирования на сходящихся курсах

Уравнения планового движения ВС следует записать в следующем виде

$$\begin{cases} x_2(t) - x_1(t) = S_x(t) = (t - T) \cdot (W_1 + W_2) \\ z_2(t) - z_1(t) = S_z(t) = -\Delta H_{\text{эш}} + |V_{z_2}| \cdot t \end{cases} \quad (11)$$

где $t \in (0, T)$.

Значения переменных $t, T, W_1, W_2, \Delta H_{\text{эш}}$ такие же, как в формуле (5).

Рассмотрим международные правила эшелонирования [2] при пересечении занятых встречных эшелонов. Правила эшелонирования ИКАО [2] при использовании системы наблюдения ОВД принципиально не используют понятия продольного и бокового эшелонирования на одной высоте, как это принято в процедурном эшелонировании в Российской Федерации. Индикатор воздушной обстановки (ИВО) является для международного диспетчера единственным источ-

ником информации для принятия решения по эшелонированию ВС (а не графики движения, как при процедурном эшелонировании) и четкое правило: ни при каких обстоятельствах не допускать сближения на ИВО отметок ВС на интервалы, меньшие установленного минимума (S_{\min}), за исключением случаев, когда между ВС обеспечен минимум вертикального эшелонирования.

С учетом сказанного, уравнения наблюдаемого движения ВС при пересечении занятого встречного эшелона по международным правилам на расходящихся курсах будут аналогами уравнений (17)

$$\begin{cases} x_2(t) - x_1(t) = S_x(t) = (W_1 + W_2) \cdot t + S_{\min} \\ z_2(t) - z_1(t) = S_z(t) = -\Delta H_{\text{эул}} + |V_{z_2}| \cdot t \end{cases}, \quad (12)$$

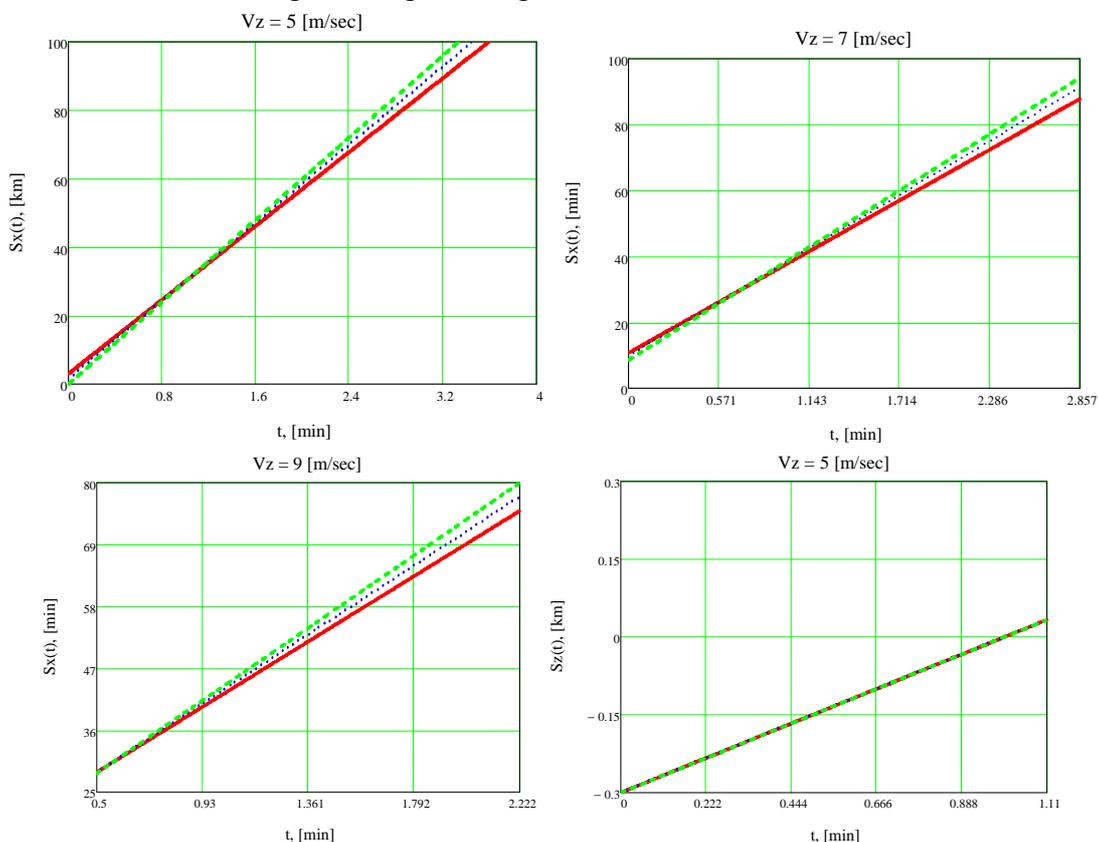
где $t \in (0, T)$.

S_{\min} в уравнениях (12), в отличие от ΔX в уравнениях (9), является постоянной величиной, поэтому работать диспетчеру по международным правилам значительно проще.

Уравнения наблюдаемого движения ВС при пересечении занятых встречных эшелонов по международным правилам на сходящихся курсах будут аналогами уравнений (11) за исключением того, что в момент времени T (когда маневр пересечения завершен) расстояние между ВС на ИВО должно быть не меньше величины S_{\min}

$$\begin{cases} x_2(t) - x_1(t) = S_x(t) = (t - T) \cdot (W_1 + W_2) - S_{\min} \\ z_2(t) - z_1(t) = S_z(t) = -\Delta H_{\text{эул}} + |V_{z_2}| \cdot t; t \in (0, T) \end{cases}. \quad (13)$$

Международные правила при прочих равных условиях функционирования системы наблюдения ОВД обеспечивают меньший, по сравнению с российскими правилами, риск катастроф, так как уравнения (12) проще применять, чем уравнения (8), и в целом уравнения (12) и (13) обеспечивают большую наблюдаемую дистанцию на ИВО между ВС, чем уравнения (8) и (11). Справедливость этого подтверждают рис. 7 и рис. 8.



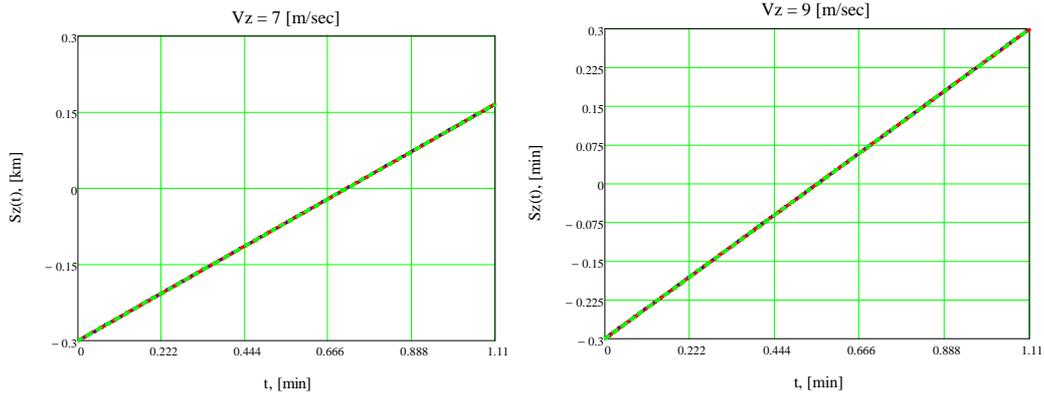
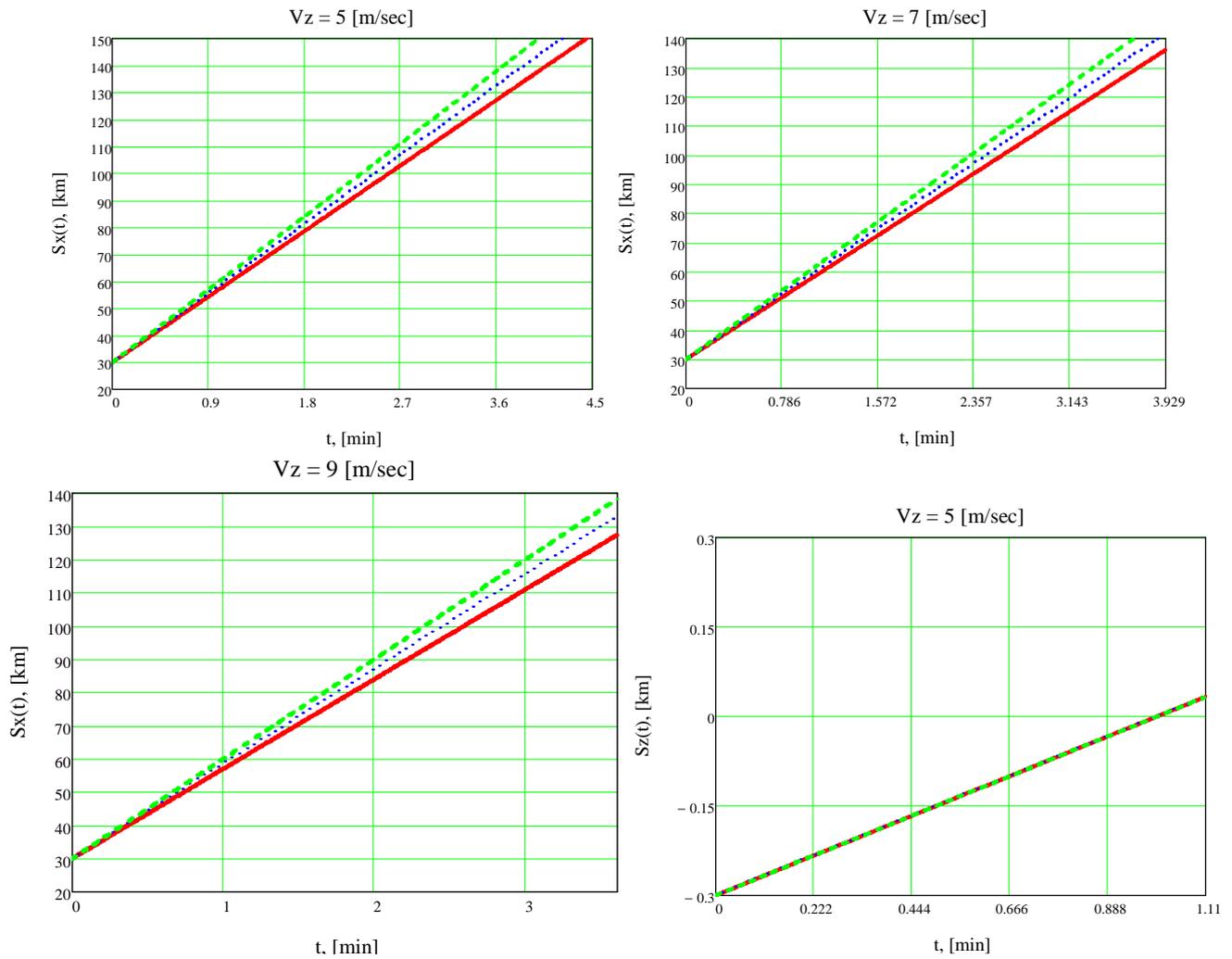


Рис. 7. Наблюдаемые дистанции при эшелонировании ВС при пересечении занятых встречных эшелонов по российским правилам при $S_{x0} = 30 \text{ км}$ для значений $V_{z_2} = 5, 7 \text{ и } 9 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ и

$$W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 720 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 810 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; W_1 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}, W_2 = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$



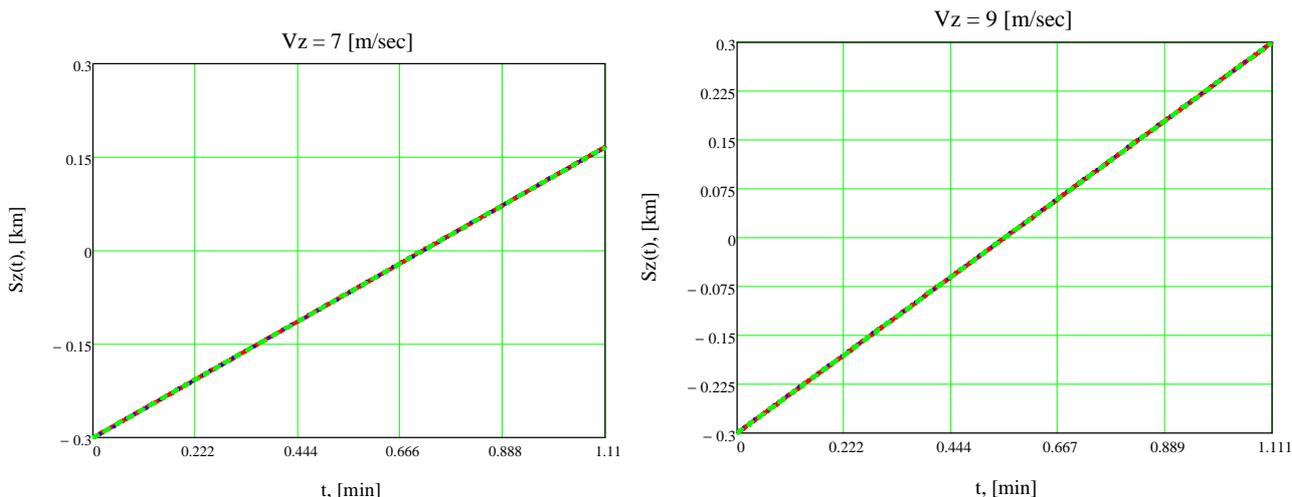


Рис. 8. Наблюдаемые дистанции при эшелонировании ВС при пересечении занятых встречных эшелонов по международным правилам при $S_{\min} = 30$ км для значений $V_{z_2} = 5, 7$ и $9 \frac{M}{c}$ и

$$W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 720 \frac{KM}{ч}; W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 810 \frac{KM}{ч}; W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 900 \frac{KM}{ч}$$

2.2. Модели плановых относительных движений ВС при пересечении занятых попутных эшелонов

Российские правила эшелонирования для данного типа относительного движения регулируют минимальный интервал между ВС только в один момент времени, когда оба ВС номинально находятся на одной высоте [1]. Схема движения ВС показана на рис. 9.

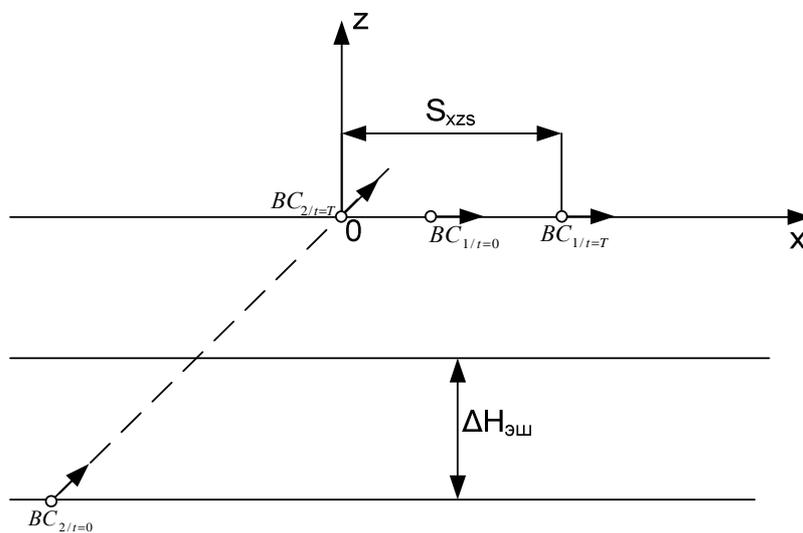


Рис. 9. Схема пересечения занятого попутного эшелона по российским правилам эшелонирования

Уравнения наблюдаемых относительных расстояний при пересечении занятых попутных эшелонов по российским правилам могут быть записаны как

$$\begin{cases} x_1(t) - x_2(t) = S_x^{RUS}(t) = (W_1 - W_2) \cdot (t - T) + S_{xzs} \\ z_1(t) - z_2(t) = S_z^{RUS}(t) = 2\Delta H_{эш} - |V_{z_2}| \cdot t \end{cases}, \quad (14)$$

где $t \in (0, 2T)$.

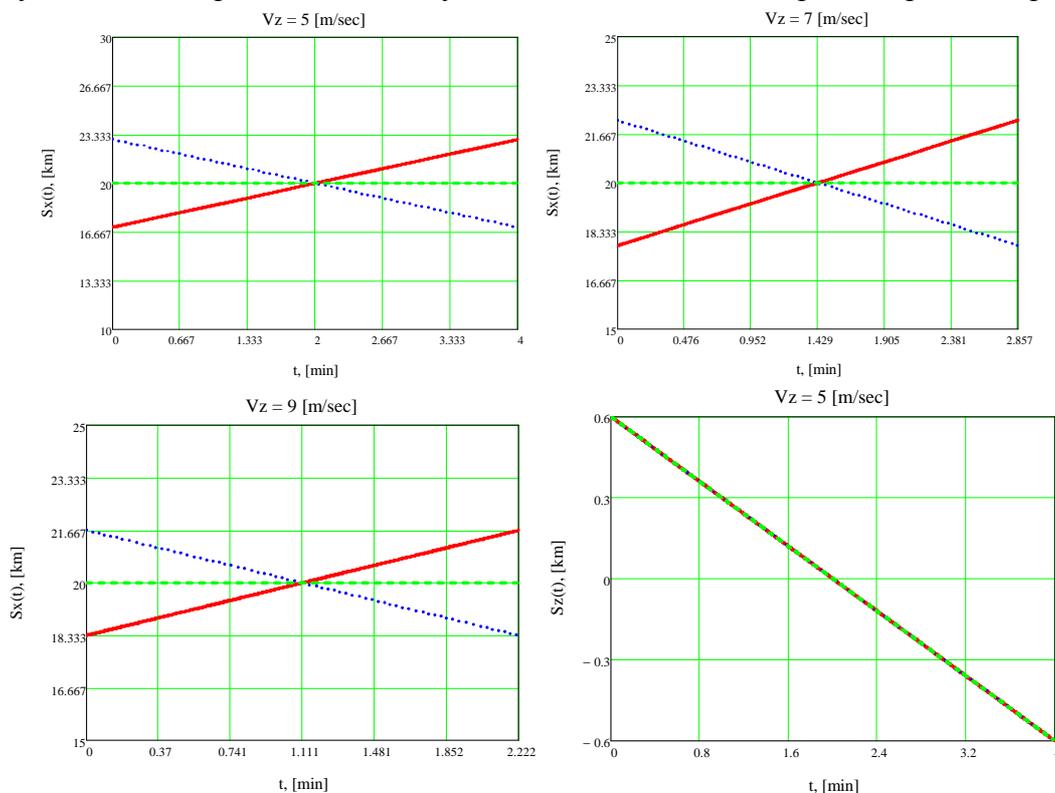
Зарубежные правила регламентируют интервалы между ВС за все время выполнения маневра пересечения [2]. При этом наблюдаемый продольный интервал должен быть не меньше установленного минимума S_{\min} за все время пересечения

$$\begin{cases} x_1(t) - x_2(t) = S_x^{ICAO}(t) = \begin{cases} (W_1 - W_2) \cdot t + S_{\min}, & \text{если } W_1 \geq W_2 \\ (W_1 - W_2) \cdot (t - 2T) + S_{\min}, & \text{если } W_1 < W_2 \end{cases} \\ z_1(t) - z_2(t) = S_z^{ICAO}(t) = 2\Delta H_{эш} - |V_{z_2}| \cdot t \end{cases}, \quad (15), (16), (17)$$

где $t \in (0, 2T)$.

Переменные модели движения (14), (15), (16) и (17) соответствуют переменным модели (5). Для уравнения движения (16) схема движения аналогична рис. 8 за исключением того, что начало координат Oxz совпадает с положением $BC_{2/t=2T}$.

Указанная разность трактовки правил эшелонирования ВС при пересечении занятого попутного эшелона с использованием системы наблюдения ОВД позволяет сделать вывод, что при прочих равных характеристиках функционирования системы наблюдения и минимумов эшелонирования зарубежные правила обеспечивают меньший риск, так как они обеспечивают, в общем случае, большие расстояния между ВС, чем отечественные правила (рис. 10 и рис. 11).



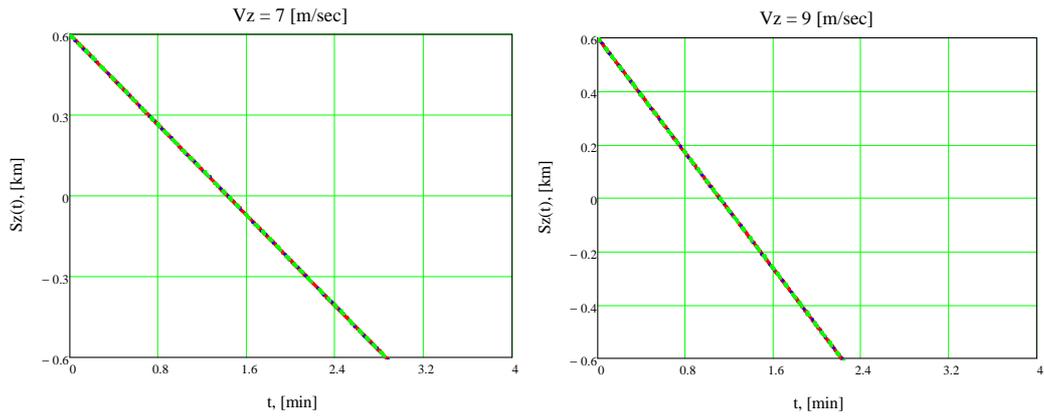
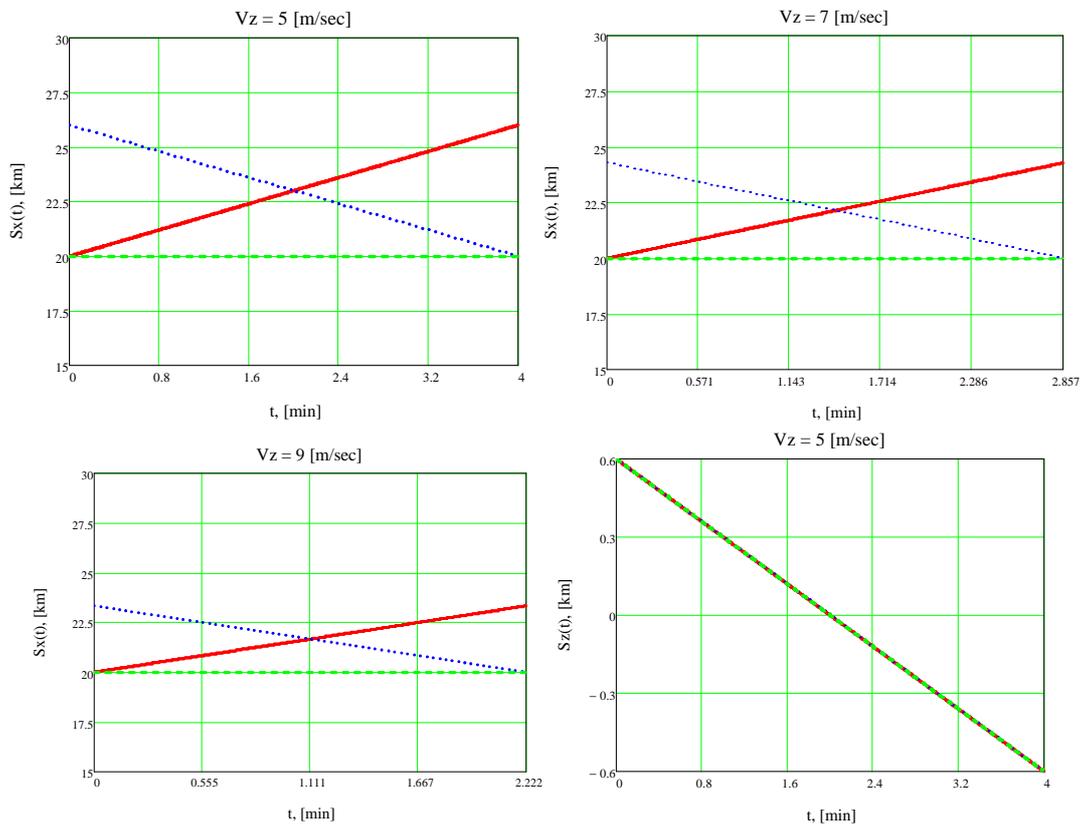


Рис. 10. Наблюдаемые дистанции при эшелонировании ВС при пересечении занятых попутных

эшелонов по российским правилам при $S_{xzs} = 20 \text{ км}$ для значений $V_z = 5, 7 \text{ и } 9 \frac{M}{C}$ и

$$W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 810 \frac{KM}{ч}; W_1 = 810 \frac{KM}{ч}, W_2 = 900 \frac{KM}{ч}; W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 900 \frac{KM}{ч}$$



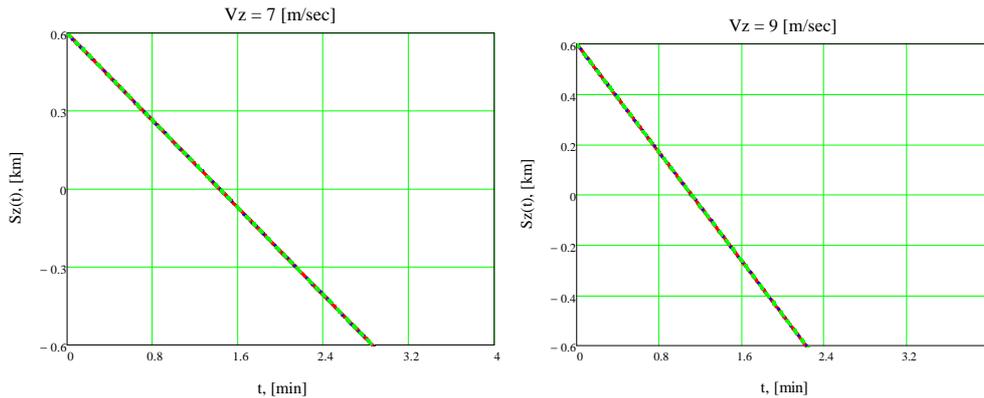


Рис. 11. Наблюдаемые дистанции при эшелонировании ВС при пересечении занятых попутных эшелонов по международным правилам при $S_{\min} = 20$ км для значений $V_z = 5, 7$ и $9 \frac{M}{c}$ и

$$W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 810 \frac{KM}{ч}; W_1 = 810 \frac{KM}{ч}, W_2 = 900 \frac{KM}{ч}; W_1 = 900 \frac{KM}{ч}, W_2 = 900 \frac{KM}{ч}$$

Заключение

Найдены решения трех прикладных задач, позволяющие приступить к оценке безопасности полетов при эшелонировании ВС с использованием системы наблюдения ОВД в соответствии с отечественными и международными правилами. Полученные решения делают возможным при наличии моделей безопасности рассчитать риски катастроф ВС в зависимости от характеристик наблюдения, самолетовождения и применяемых правил эшелонирования. Тем самым созданы предпосылки к объективному сравнению по критерию безопасности полетов отечественных и зарубежных правил эшелонирования при одинаковых моделях рисков катастроф, характеристиках наблюдения и самолетовождения и минимальных интервалах эшелонирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации: утв. постановлением Правительства Российской Федерации от 11 марта 2010 г. № 138.
2. Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения. - Монреаль, ИКАО, ICAO Doc 4444 ATM/501. - 15-е изд. - 2007.

ANALYSIS OF THE MAIN DIFFERENCES BETWEEN INTERNATIONAL AND RUSSIAN AIRCRAFT SEPARATION RULES FOR CROSSING BUSY FLIGHT LEVELS AND TRACKS SURVEILLANCE SYSTEM USING AIR TRAFFIC SERVICES

Solomentsev V.V., Spryskov V.B., Kuznetsov S.V.

The paper considers the key differences between Russian and international aircraft separation rules in air traffic service surveillance system for crossing busy flight levels and tracks using air traffic service surveillance system and the advantages and disadvantages of rules.

Key words: aircraft separation rules, air traffic management, air traffic service surveillance system.

Сведения об авторах

Соломенцев Виктор Владимирович, 1957 г.р., окончил МИЭМ (1980), академик Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора ОАО «НТЦ «Промтехаэро», заведующий кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – системы связи навигации и наблюдения, организации воздушного движения, моделирование.

Спрысков Владимир Борисович, 1951 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1975), МГУ им. М.В. Ломоносова (1983), доктор технических наук, главный научный сотрудник ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», автор более 100 научных работ, область научных интересов – безопасность воздушного движения.

Кузнецов Сергей Вадимович, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, старший научный сотрудник ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», автор 7 научных работ, область научных интересов – системы наблюдения обслуживания воздушного движения, безопасность воздушного движения.

УДК 621.396

ОРГАНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ СВЯЗИ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

В.В. МАСЛОВ, Н.Ю. РУНОВ, В.В. СОЛОМЕНЦЕВ

В статье рассматриваются проблемы организации системы авиационной электросвязи и передачи данных ВЧ-диапазона. Обосновывается выбор числа и места размещения сети наземных радиостанций.

Ключевые слова: ВЧ-связь, передача данных, организация воздушного движения, ионосферное распространение.

Авиационная подвижная сеть ВЧ-диапазона используется для обеспечения дальней связи с воздушными судами (ВС), выполняющими полеты в океанических и/или отдаленных районах континентального воздушного пространства, над малоосвоенными и труднодоступными территориями, когда организация связи в диапазоне ОВЧ существенно затруднена или практически невозможна. Кроме того, радиосвязь в ВЧ-диапазоне рассматривается в качестве резервной, в том числе и в случае наличия канала авиационной подвижной спутниковой связи с ВС. В соответствии с концепцией CNS/ATM ИКАО радиосвязь в диапазоне ВЧ будет сохранена в среднесрочной перспективе, в первую очередь для обеспечения связи над полярными районами, которые не охвачены действием геостационарных спутников.

К системе авиационной подвижной радиосвязи ВЧ-диапазона и передачи данных (HF DL) предъявляется ряд требований, определяющих ее место в перспективной системе организации воздушного движения (ОрВД):

- непосредственное бесперебойное ведение радиотелефонного обмена диспетчеров службы движения с экипажами ВС на протяжении всего полета на тех участках воздушных трасс, на которых отсутствует перекрытие полем радиосвязи ОВЧ диапазона;
- постоянная готовность обмена сообщениями между диспетчерскими пунктами службы движения и экипажами воздушных судов;
- высокое качество связи;
- связь без поиска и без подстройки;
- возможность циркулярной передачи сообщений экипажам воздушных судов.

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) позиционирует на среднесрочную перспективу ВЧ-речевую связь как основной вид речевой связи для океанических районов и районов с низкой/средней плотностью воздушного движения, где можно создать только ограниченную эффективную наземную инфраструктуру связи (рис. 1).

Система HF DL для целей УВД позволяет обеспечивать технологии взаимодействия “диспетчер-пилот” по линии передачи данных (CPDLC) и автоматическое зависимое наблюдение на основе контракта (ADS-C). Для целей полетно-информационного обслуживания в рамках ОВД и в рамках АОК позволяет организовать обмен сообщениями D-METAR (авиационные сводки погоды), D-ATIS (автоматическая передача информации в районе аэродрома), NOTAM, а также данными о местоположении воздушного судна, о выполнении графика полета и прогноза расхода топлива, сообщениями со свободным текстом.

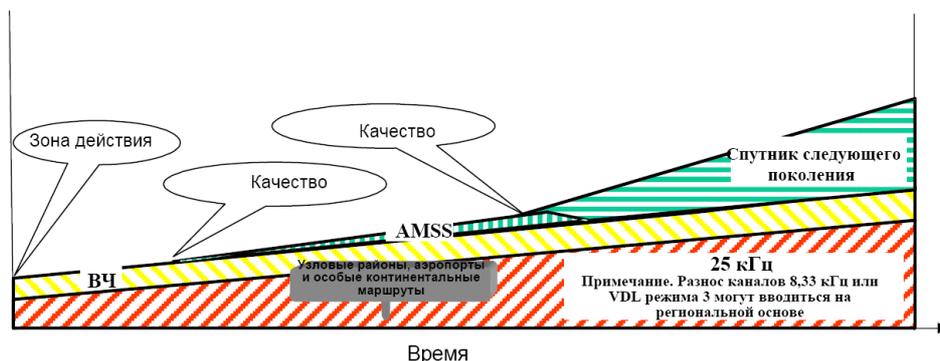


Рис. 1. Развитие речевой связи для океанических районов и районов с низкой/средней плотностью воздушного движения

Линия передачи данных HFDDL в этих районах также предполагается как основное средство для передачи данных (рис. 2).

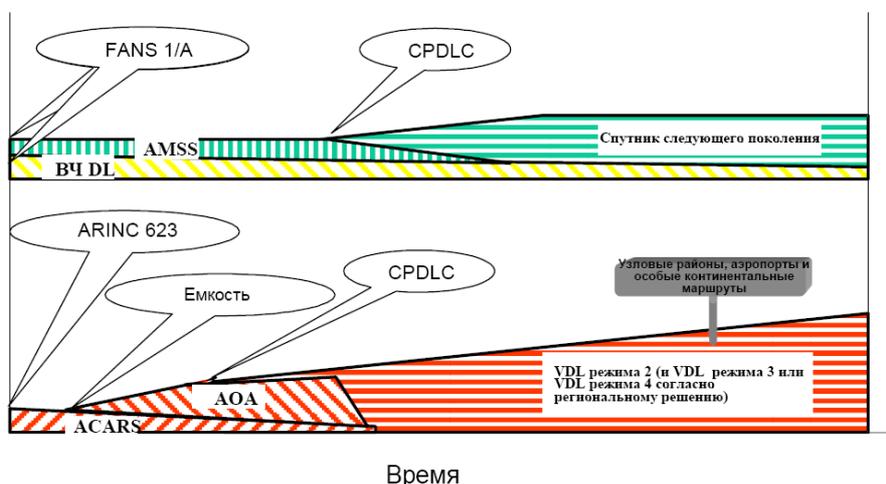


Рис. 2. Технологии передачи данных для океанических районов и районов с низкой/средней плотностью воздушного движения

Руководство ИКАО по требуемым характеристикам связи (RCP) определяет типы RCP на основании следующих параметров:

- время транзакции связи - максимальное время завершения транзакции эксплуатационной связи, по истечении которого инициатору следует приступить к выполнению альтернативной процедуры;
- непрерывность - вероятность того, что транзакция эксплуатационной связи может быть завершена в течение времени транзакции связи;
- готовность - вероятность того, что транзакция эксплуатационной связи может быть инициирована по мере необходимости;
- целостность - вероятность одной или нескольких необнаруженных ошибок в завершённой транзакции связи.

В табл. 1 указаны типы RCP, предусмотренные для общего применения.

Моделирование и мировой опыт использования системы HFDDL показывает, что ее характеристики при соответствующем построении системы могут удовлетворить требованиям RCP 400. Так, океанические районы и районы с низкой/средней плотностью воздушного движения, где можно создать только ограниченную эффективную наземную инфраструктуру связи, могут быть надежно обслужены HFDDL системой связи.

Таблица 1

Типы RCP

Тип RCP	Время транзакции (с)	Непрерывность (вероятность/ ч полета)	Готовность (вероятность/ ч полета)	Целостность (допустимая частота/ ч полета)
RCP 10	10	0,999	0,99998	10-5
RCP 60	60	0,999	0,9999	10-5
RCP 120	120	0,999	0,9999	10-5
RCP 240	240	0,999	0,999	10-5
RCP 400	400	0,999	0,999	10-5

Сложившаяся в последние десятилетия практика использования средств ВЧ-связи в нашей стране обладает рядом недостатков:

- применение морально устаревших средств радиосвязи, не позволяющих оперативно адаптироваться к условиям распространения радиоволн;
- закрепление радиосредств за конкретным районом ОВД, при котором каждое воздушное судно поддерживает связь с наземной ВЧ станцией, обслуживающей данный район управления воздушным движением.

Разработанные в последние годы современные технические средства позволяют устранить большую часть недостатков, перейти к созданию комплексной национальной сети связи ВЧ-диапазона.

Для достижения значительно более высокой степени готовности и эффективности системы, практика, при которой каждое воздушное судно поддерживает связь с наземной ВЧ станцией, обслуживающей данный район управления воздушным движением, должна быть заменена более эффективным глобальным решением. Каждое воздушное судно должно поддерживать связь с диспетчерами службы ОВД через региональный центр связи, дающий возможность подключаться к любому радиоцентру ВЧ-диапазона, работающему на любой из присвоенных частот, которые пригодны для передачи в данный момент времени. Такой принцип работы дает возможность системе использовать более широкий набор из пригодных для передачи частот.

Воздушные суда, находящиеся на расстоянии 4000 - 5000 км, будут попадать в зону действия сразу нескольких радиоцентров ВЧ-диапазона. Такую концепцию построения системы, когда в зоне охвата действуют несколько радиоцентров ВЧ-диапазона, работающих на нескольких частотах, часто называют методом пространственно частотного разнесения, который эффективно применяется в целом ряде различных систем связи.

Отличительными особенностями подобной системы являются:

- наличие нескольких региональных центров связи “воздух-земля”, взаимосвязанных между собой, с конечными пользователями и мощными радиоцентрами, посредством наземных каналов связи;
- обеспечение высокой надежности связи, необходимой для области обеспечения безопасности полетов за счет оптимального подбора и распределения частотного ресурса;
- использование режима селективного вызова воздушного судна, снижающего время неэффективного занятия радиоканала;
- возможность ретрансляции сообщений “воздух-земля” через радиооператора и организации сквозного телефонного соединения между наземным корреспондентом и экипажем воздушного судна;
- сопряжение с ведомственными сетями связи и сетями связи общего пользования (телефонными и передачи данных);

- возможность поэтапного наращивания функциональных задач системы передачи данных в высокочастотном диапазоне частот (HF/DL).

Общее количество радиочастот можно значительно сократить по сравнению с существующей практикой. Ключевым элементом данной структуры являются оснащенные современными системами связи региональные центры ВЧ-радиосвязи “воздух-земля”. В функции этих центров должны входить:

- обеспечение приема заявки на передачу информации воздушному судну от наземных корреспондентов;
- определение оптимального радиочастотного центра и частоты для организации радиоканала с требуемым воздушным судном;
- установление радиоканала с требуемым воздушным судном;
- трансляция принятой от наземного корреспондента информации на борт воздушного судна;
- подтверждение доставки информации на борт воздушного судна наземному корреспонденту;
- постоянное прослушивание выделенных частот и прием информации от воздушного судна наземным корреспондентам;
- трансляция принятой от воздушного судна информации наземным корреспондентам;
- коммутация сквозного тракта между экипажем воздушного судна и наземным корреспондентом (диспетчером УВД).

Общее количество центров связи “воздух-земля” и приемо-передающих радиочастотных ВЧ-диапазона определяется исходя из соображений эффективности и экономической целесообразности. Предполагается размещение радиочастотных центров в пунктах с развитой инфраструктурой каналов связи к периферийным объектам (зональные центры ЕС ОрВД, крупные районные центры УВД), что в целом соответствует существующему местоположению главных станций общероссийской фиксированной системы радиосвязи ВЧ-диапазона и центров коммутации сообщений федеральной сети АНС ПД и ТС ГА. Это позволит избежать излишних затрат на аренду дополнительных каналов связи.

Количество и местоположение авиационных наземных станций выбирается таким образом, чтобы на всей территории ответственности УВД России вне зависимости от состояния ионосферы обеспечивалось полное покрытие связью со степенью готовности 99,2%. Для достижения заданной степени готовности необходимо обеспечить перекрытие зон покрытия трех наземных станций по зоне обслуживания радиосети. Наземные станции максимально разносятся пространственно, чтобы области ионосферного отражения трасс прохождения сигналов были удалены настолько, что при возникновении зон аномального поглощения сигнала существовала возможность организации связи по соседнему каналу. При этом учитываются территориальные особенности возникновения областей аномального поглощения:

- зимняя аномалия в средних широтах – резкие увеличения электронной концентрации в отдельные зимние дни, вызывающие значительные усиления поглощения волн. Явление зимней аномалии ограничено средними и субавроральными широтами 30-65° с максимумом частоты появления вблизи 50°. Одновременно явление развивается на ограниченной территории с горизонтальными размерами порядка 500-2000 км и длится в течение 2-6 дней. В связи с чем для увеличения вероятности выбора наиболее пригодной по условиям распространения радиосигнала, требуется наличие нескольких, сдвинутых друг относительно друга по долготе, наземных радиостанций либо станций, расположенных на широтах вне интервала 30-65°;

- поглощение типа SID (внезапные ионосферные возмущения). Проявляется в увеличении ионизации главным образом в D и E областях освещенной ионосферы в периоды солнечных вспышек за счет резкого возрастания солнечного ионизирующего излучения. Так как явление проявляется в дневное время, желательно иметь радиочастоты, максимально разнесенные по долготе, например, Мурманск и Магадан;

- поглощение типа SCA. Радиоцентры должны быть смещены к югу и разнесены по долготе, чтобы радиотрассы были транс- или субавроральные. (Следует отметить, что поглощения типа SID или SCA принято считать наименее существенными для КВ радиосвязи);

- поглощение в полярной шапке. Явление довольно редкое. Наземный радиоцентр желательно смещать южнее экваториальной границы области ППШ, то есть южнее $\Phi' \sim 60^\circ$ северной широты. Следует отметить, что область ППШ имеет неравномерное распределение с ярко выраженным минимумом в районе $\Phi' \sim 78^\circ$, то есть возможен выбор трассы, проходящей вблизи минимума;

- авроральное поглощение (AA). Наиболее частая причина нарушений КВ связи на транс- и кроссполярных трассах. Для ВС, находящихся в зоне "полярной шапки", наиболее выгодной с точки зрения расположения относительно зоны AA (в отсутствие ППШ) является радиолиния, образованная с наземной станцией, расположенной в той же области (внутриполярная трасса) или в средних широтах (трансавроральная трасса). Для образования внутриполярной трассы требуются наземные станции, расположенные севернее $\Phi' \sim 60^\circ$ (Архангельск, Мурманск, Петрозаводск, Тикси, Певек). Для организации трансавроральной трассы могут быть использованы наземные радиоцентры вблизи городов Москва, Екатеринбург, Новосибирск, Красноярск, Хабаровск, Комсомольск-на-Амуре, Владивосток. Для ВС, находящихся в авроральной зоне, следует выбирать радиолинии, которые образуются с наземными станциями, расположенными также в средних широтах (перечислены выше). Физические процессы, имеющие место в процессе образования зоны AA, сравнительно хорошо изучены. Пространственно-временное распределение по вероятности появления и интенсивности поглощения носит ярко выраженный неравномерный характер и выбор радиотрассы становится особенно актуальным. Кроме того, изучение явления AA показало "облачное" строение областей AA с протяженностью отдельных образований порядка 300...400 км. Исходя из этих особенностей зоны AA для увеличения вероятности выбора наиболее пригодной по условиям распространения радиолинии требуется наличие нескольких сдвинутых друг относительно друга по долготе наземных радиостанций.

Зона покрытия радиосвязью наземной станцией непостоянна и зависит от состояния ионосферы, которая в свою очередь испытывает разнообразные вариации со временем и в пространстве: суточные, сезонные, широтные, долготные, с солнечной активностью, с магнитной активностью, а также вариации ото дня ко дню и от места к месту, не связанные явным образом с определенными известными причинами. Для каждой рабочей частоты можно построить медианную зону покрытия как место точек, в которых обеспечиваются необходимые уровень сигнала, величина соотношения С/Ш и надежность связи (степень готовности). Совокупная зона покрытия наземной станции определяется как объединение зон для всех рабочих частот данной станции. Медианные границы зоны покрытия можно определить с помощью компьютерных прогнозирующих программ, например, такой как Voice of America Communications Analysis and Prediction Program (VOACAP).

Для наземных станций, оснащенных антеннами дальней и ближней связи с круговыми секторами обслуживания, зон молчания не существует, поскольку углы излучения лежат в пределах от 3° до 90° . Медианные же границы зоны покрытия при оптимальном выборе набора частот определяются окружностью радиусом 3800 км (долготные и широтные неоднородности ионосферы при определении топологии сетки наземных станций могут не учитываться).

Задача оптимального расположения наземных станций в таком случае сводится к принципу плотнейшей упаковки на плоскости, то есть плоскость при определенном количестве станций должна быть заполнена с максимальной полнотой. Для чего станции необходимо располагать в вершинах шестиугольников гексагональной структуры. Пример такой структуры приведен на рис. 3.

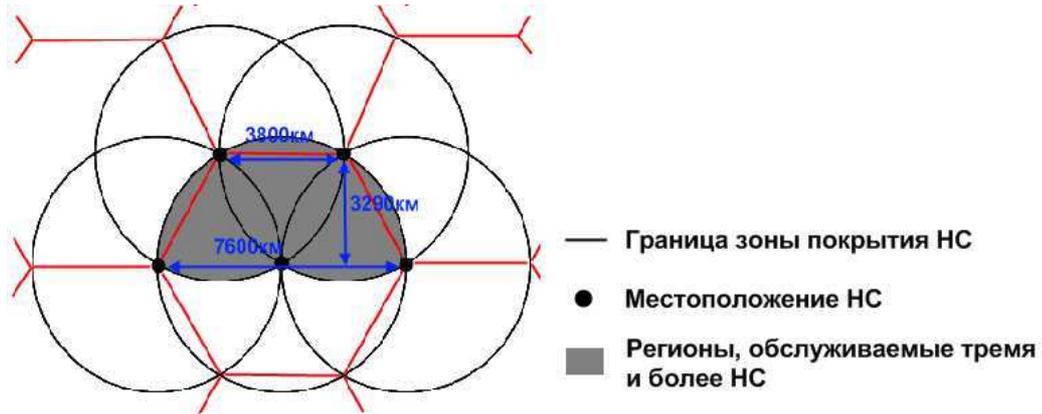


Рис. 3. Расположение сети наземных станций (НС)

Как видно из рис. 4, сеть из пяти наземных станций обеспечивает покрытие практически всей материковой части России с заданной степенью готовности. Но поскольку НС требуется размещать на территории РФ, то рассмотренную ранее гексагональную решетку необходимо сжать.

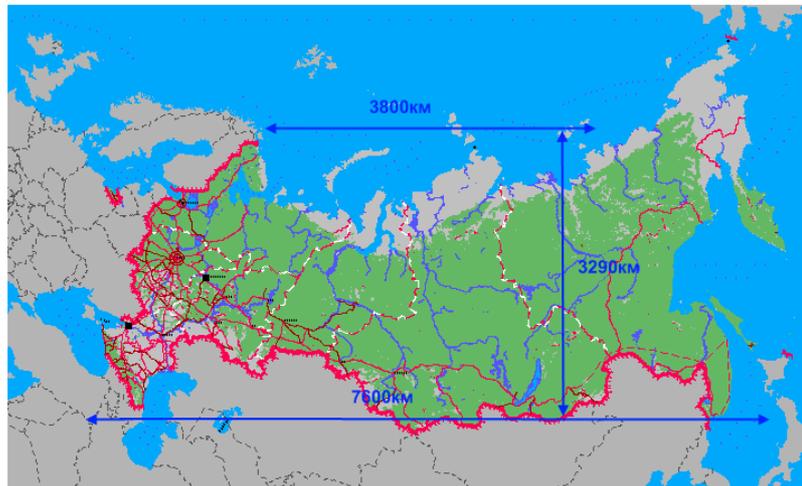


Рис. 4. Покрытие территории Российской Федерации ВЧ-связью

Несложно показать (рис. 5), что в этом случае зона покрытия увеличивается, но уменьшается территориальный разнос станций.

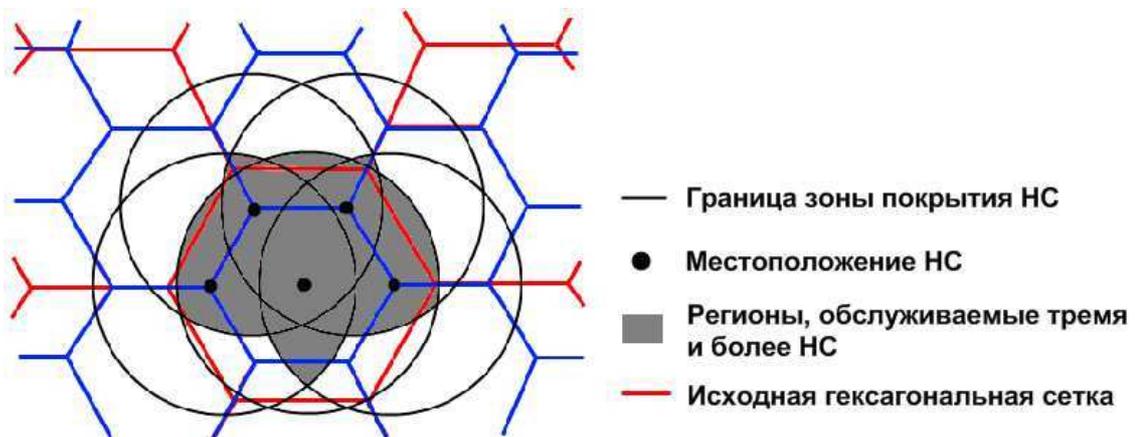


Рис. 5. Иллюстрация территориального разноса наземных станций

Указанным условиям удовлетворяет выбор пяти следующих радиоцентров: на севере – Архангельск, Тикси; на юге – Астрахань, Красноярск, Хабаровск. Зона покрытия для пяти перечисленных РЦ указана на рис. 6.



Рис. 6. Размещение радиоцентров на территории Российской Федерации

При таком построении, как видно из рис. 6, покрытие с заданной степенью готовности не обеспечивается в Калининградской области, части Краснодарского края, на Чукотке, Камчатке и части Мурманского и Магаданского океанических секторов. Для устранения указанного недостатка необходимо ввести три дополнительные наземные станции в следующих районных центрах: Магадан, Норильск; а вместо Красноярска станцию установить в Новосибирске. Зона покрытия при организации сети из семи наземных станций изображена на рис. 7.

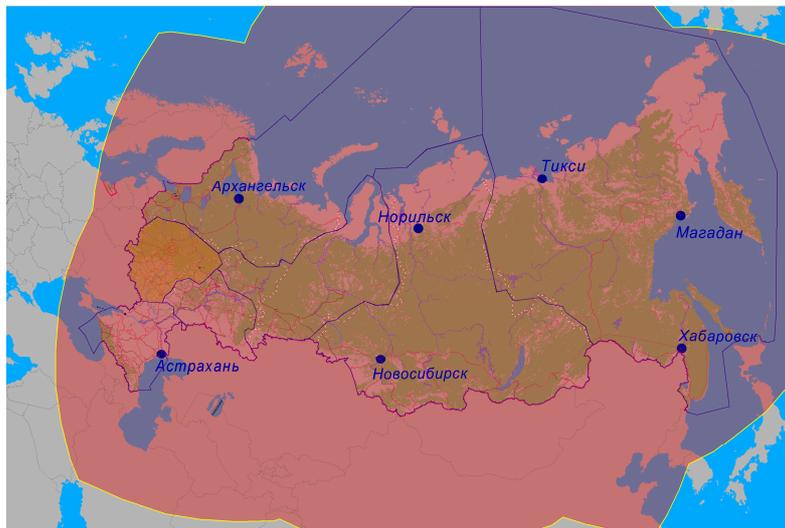


Рис. 7. Зона покрытия при использовании 7 наземных станций

Поскольку в каждой точке зоны покрытия возможна организация связи как минимум с тремя наземными станциями, то среди них две точно разнесены по долготе не менее чем на 40° , а одна расположена южнее широты 60° . Соответственно при такой организации сети в точках зоны ответственности связь устойчива к зимнему аномальному поглощению в слое D и поглощению типа SID и SCA.

При возникновении явления поглощения в полярной шапке существует возможность организации связи через наземные станции Хабаровска, Новосибирска и Астрахани ($\Phi < 60^\circ$), а с бортами севернее 80° широты - через Тикси, Магадан, Архангельск, Норильск при выборе трассы, проходящей вблизи минимума $\Phi' \sim 78$.

Нарушения связи при авроральном поглощении устраняются, поскольку возможны различные варианты выбора трассы (внутриполярной и трансавроральной для ВС, находящихся в зоне полярной шапки; субавроральной – в авроральной зоне).

Таким образом, суммируя сказанное выше, можно сделать заключение, что предложенный вариант построения сети и размещения наземных станций позволит создать сеть ВЧ-связи, обладающую заданными характеристиками качества обслуживания и зоной действия.

HF DATA COMMUNICATION SYSTEM CONFIGURATION TO RUSSIAN FEDERATION AIR TRAFFIC MANAGEMENT

Maslov V.V., Runov N.Y., Solomentsev V.V.

In paper there are considered the issues of configuration of aeronautical communication and data system in HF band. It is validated the choice of number and positions of ground radio station network.

Key words: HF communication, data communication, air traffic management, ionosphere transmission.

Сведения об авторах

Маслов Владимир Владимирович, 1967 г.р., окончил МВТУ им. Баумана (1990), ведущий инженер ОАО “Азимут”, автор 4 научных работ, область научных интересов – системы адаптивной связи, цифровая обработка сигналов.

Рунов Николай Юрьевич, 1956 г.р., окончил Горьковский политехнический институт (1978), руководитель научно-технического центра ОАО “Азимут”, автор 15 научных работ, область научных интересов – связь, навигация, наблюдение, организация воздушного движения.

Соломенцев Виктор Владимирович, 1957 г.р., окончил МИЭМ (1980), академик Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора ОАО «НТЦ «Промтехаэро», заведующий кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – системы связи навигации и наблюдения, организации воздушного движения, моделирование.

УДК 629.7.05.07:681.5

АРХИТЕКТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ

Н.В. РОМАНОВ, В.В. СОЛОМЕНЦЕВ, В.Е. ЕМЕЛЬЯНОВ

Рассматриваются различные варианты организации системы управления аэронавигационной информацией.

Ключевые слова: аэронавигационная информация, управление данными, архитектура.

Введение

Сложившаяся система обеспечения аэронавигационной информацией, ориентированная на использование бумажных носителей, требует улучшений, направленных на внедрение электронных носителей для всех органов службы аэронавигационной информации (САИ). С целью внедрения этого принципа разрабатывается автоматизированная система (КАС) аэронавигационной информации (АНИ) (рис. 1).

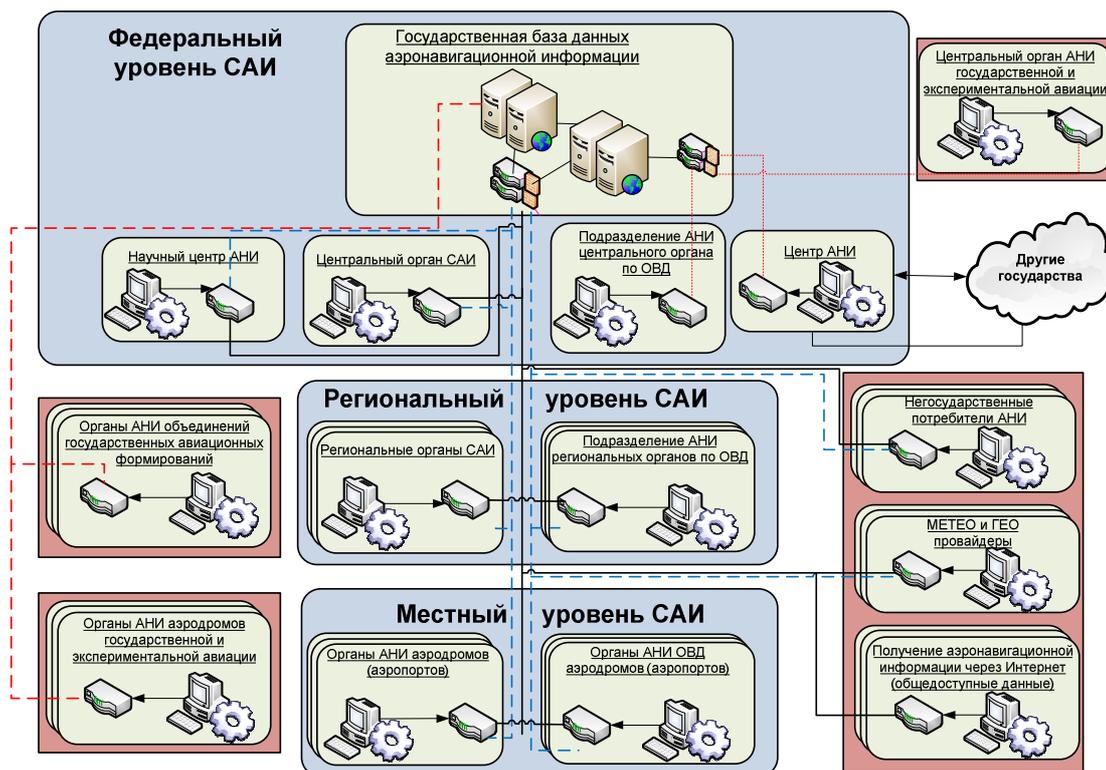


Рис. 1. Структура КАС АНИ

Варианты организации системы управления аэронавигационной информацией

Как было отмечено в [1; 2], пользователи системы могут быть условно разделены на четыре основные группы: поставщики АНИ - оригинаторы, органы контроля (регистрации, согласования, утверждения), Центр аэронавигационной информации, организующий хранение и предоставление АНИ, и наконец, собственно пользователи аэронавигационной информации и данных.

Система подготовки данных может быть организована по централизованному и децентрализованному принципу.

При децентрализованной организации каждый оригинатор и органы контроля (регистрации, согласования, утверждения) в процессе подготовки АНИ оснащены собственными хранилищами локальных данных, которые по мере обновления оригинаторами и одобрения информации синхронизируются (обновляют) данные в центральном хранилище ЦАИ.

При централизованной организации соответствующие локальные хранилища организуются виртуально в ЦАИ и по мере изменения оригинаторами и одобрения контролирующими органами обновляют информацию в центральном хранилище. Доступ к виртуальным хранилищам может быть организован с использованием web-технологий. Механизм обновления данных в центральном хранилище идентичен для обоих вариантов и соответствует модели АИХМ.

Оценивая достоинства и недостатки вариантов построения подсистемы подготовки данных, можно отметить следующее.

Децентрализованный вариант требует затрат на оснащение местных подсистем хранилищами данных и в целом повторяет существующую бумажную технологию документооборота в службе АНИ. Вместе с тем, использование механизмов синхронизации данных позволяет обмениваться только "разницей" предшествующих и обновленных данных, что существенно снижает нагрузку на сетевую инфраструктуру. Кроме того, органы, осуществляющие подготовку изменений данных (аэропорты, центры ОВД), как правило, являются и потребителями данных. В этом случае локальное хранилище может использоваться для хранения официальных аэронавигационных данных, необходимых как для производственной деятельности, так и для подготовки изменений АНИ.

Централизованный и децентрализованный варианты могут отличаться по степени распределения хранилищ и клиентских подсистем. Рассмотрим три основных варианта реализации КАС АНИ, сохраняя основные принципы циркуляции данных в системе (рис. 2).

Первоначальным вариантом реализации системы является технологическая структура, где программно-аппаратный комплекс на каждом уровне системы реализует серверное решение (сПАК) и не подразумевает использование терминальных технологий.

При такой реализации каждый элемент системы - ПАК включает базу данных, в которой хранятся/редактируются/обрабатываются/предоставляются аэронавигационные данные. Каждый аэропорт на местном уровне, исходя из анализа информационных потоков САИ, включает два элемента – ПАК АНИ аэродрома и ПАК АНИ по ОВД аэродрома.

Особенностью такой реализации является принцип распределенного хранения данных. Каждый аэродромный ПАК системы при этом непосредственно хранит все данные, которые относятся к зоне ответственности данного органа САИ. Эти данные повторяются на соответствующем ПАК регионального уровня, за которым закреплены все аэропортовые службы данного региона. Федеральные ПАК также повторяют данные низлежащих уровней. ГБД АНИ объединяет все аэронавигационные данные системы.

Другим вариантом (рис. 3) реализации системы является технологическая структура, реализующая на местном (аэродромном) уровне терминальные ПАК. Уровень региона и центральное хранилище реализованы в виде серверных ПАК. Каждый ПАК органа САИ на уровне аэродрома связывается с региональной базой данных на основе терминальной технологии. Региональный ПАК содержит информацию по соответствующему региону, а ЦАИ – государственную базу АНИ.

Крайним централизованным вариантом реализации системы является технологическая структура, реализующая на местном (аэродромном), региональном и федеральном уровне тПАК. В результате в системе реализуется единая централизованная база данных аэронавигационной информации, существующая в единственном числе. Все потоки данных местных и региональных уровней, а также поток данных федерального уровня и сторонних систем циркулируют через центральный банк данных АНИ (рис. 4).

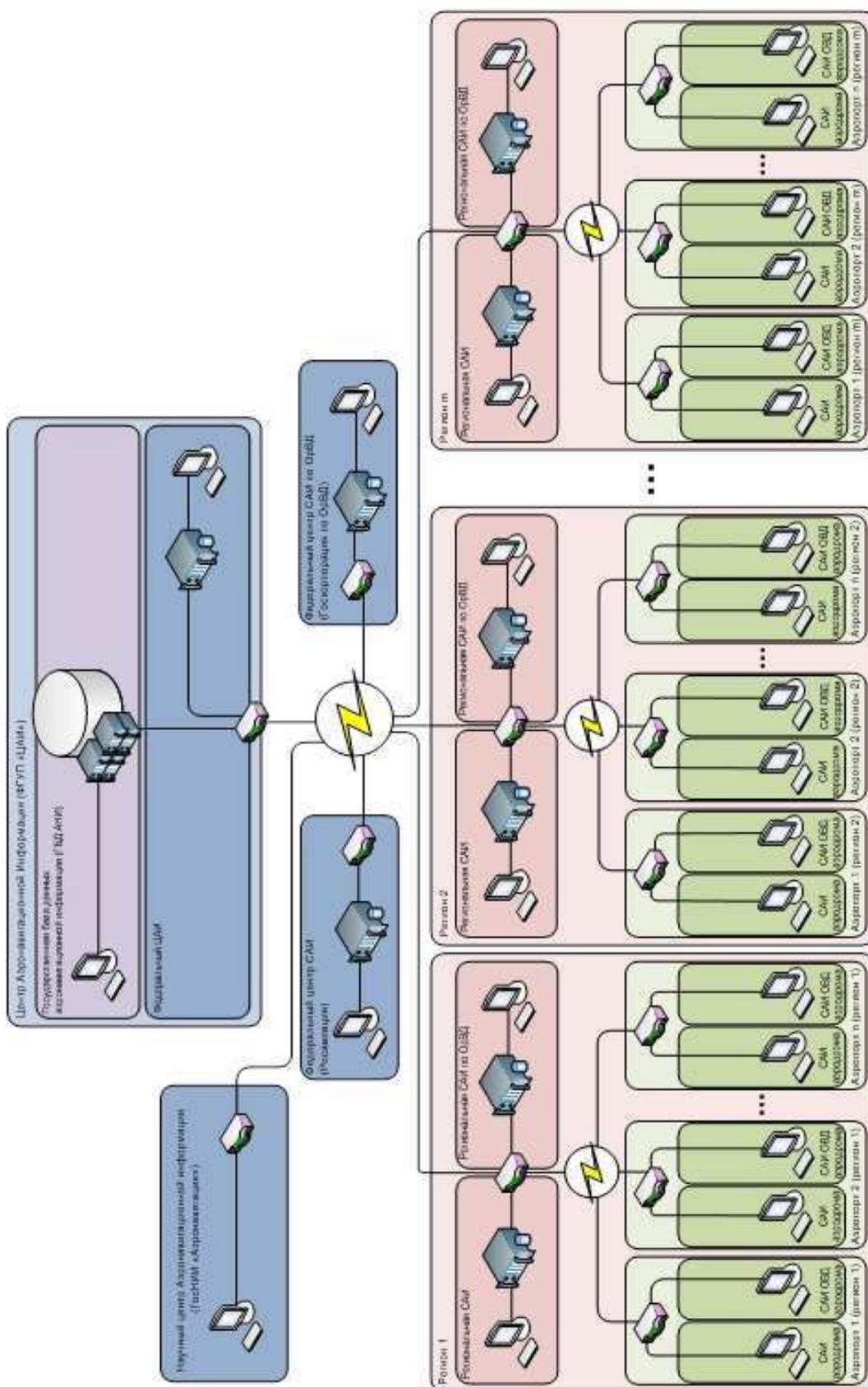


Рис. 3. Вариант реализации КАС АНИ с тПАК на местном уровне

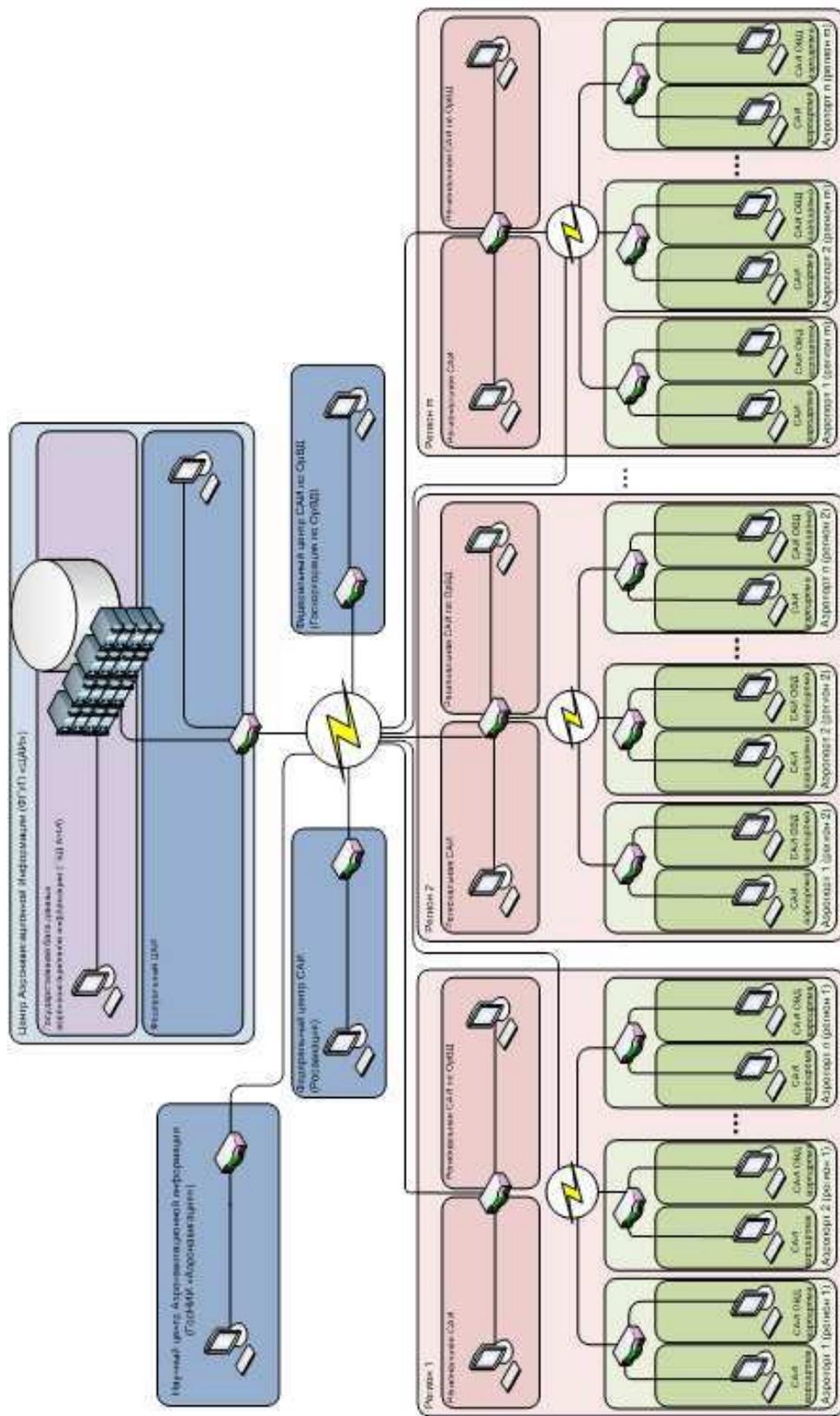


Рис. 4. Вариант реализации КАС АНИ с централизованной ГБД АНИ

Каждый из отмеченных выше вариантов построения КАС АНИ требует детальной проработки в связи с необходимостью компромиссного решения между стоимостью и сложностью реализации терминальных и серверных ПАК на различных уровнях. Кроме того, важным фактором является наличие широкополосных каналов связи, особенно на местном уровне. Следует также принимать во внимание различия в нагрузке, создаваемой терминальными системами на серверные, особенно при построении полностью централизованной базы данных.

Важным фактором также является выбранный способ распределения и синхронизации данных между базами данных различных уровней:

- полная синхронизация;
- сегментная синхронизация.

Полная синхронизация подразумевает полное копирование базы данных между всеми элементами системы. При такой синхронизации данные, записанные или измененные на одном из элементов системы, записываются/меняются во всех хранилищах данных других элементах системы. В результате на всех базах данных - полная копия данных всех элементов системы. При этом нагрузка на сетевую инфраструктуру максимальна.

Сегментная синхронизация подразумевает обмен только «разностями», что снижает нагрузку на сеть, но требует дополнительных механизмов анализа и обновления.

Выводы

Возможны различные подходы к построению системы управления аэронавигационной информацией, предъявляющие различные требования к аппаратным, программным средствам и сетевой подсистеме.

Оценка вариантов построения системы управления аэронавигационной информацией является актуальной задачей и должна учитывать необходимость своевременной доставки потребителям корректной и целостной информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Романов Н.В. Вопросы построения комплексной системы обработки аэронавигационных данных // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 169.
2. Романов Н.В. Совершенствование технологий организации потоков аэронавигационных данных // Научный Вестник ГосНИИ «Аэронавигация». - 2010. - № 10. - С. 79-85.
3. ФАП. Аэронавигация и аэронавигационное обеспечение полетов: приказ Федеральной службы воздушного транспорта России от 30 декабря 1999 г. - № 151.

ARCHITECTURE OF AERONAUTICAL DATA MANAGEMENT SYSTEM

Romanov N.V., Solomentsev V.V., Emelianov V.E.

Reviewed problems of creation distributed system of collection, storing, diffusion air-navigation data based on in global networks technologies.

Key words: aeronautical data, data management architecture.

Сведения об авторах

Романов Никита Вячеславович, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант кафедры вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, старший преподаватель МГТУ ГА, автор 7 научных работ, область научных интересов - вычислительные системы, аэронавигация.

Соломенцев Виктор Владимирович, 1957 г.р., окончил МИЭМ (1980), академик Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора ОАО «НТЦ «Промтехаеро», заведующий кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – системы связи навигации и наблюдения, организации воздушного движения, моделирование.

Емельянов Владимир Евгеньевич, 1951 г.р., окончил КИИ ГА (1974), профессор, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, автор более 90 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация радиоэлектронных систем, функционирующих в сложной электромагнитной обстановке.

УДК 621.396

КОНТРОЛЬ ЦЕЛОСТНОСТИ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ НА БОРТУ ВОЗДУШНОГО СУДНА ПРИ ПОЛЕТАХ В ОКЕАНИЧЕСКИХ И ТРУДНОДОСТУПНЫХ РАЙОНАХ

А.В. ВЕСЕЛОВ, А.С. КОРОЛЕВ, Д.В. КОЛЯДОВ

В статье рассматриваются методы определения местоположения воздушного судна при полетах в удаленных районах воздушного пространства, и описывается подход к оценке и поддержанию заданного уровня целостности получаемой навигационной информации.

Ключевые слова: целостность, многопозиционное наблюдение, навигация, труднодоступные районы.

Решение задач навигации и наблюдения в областях воздушного пространства, расположенных над океаническими и труднодоступными районами, ограничивается частичным или полным отсутствием единого информационного поля [6]. Создание такого поля представляет собой технически сложную и экономически нецелесообразную задачу.

В условиях недостатка аэронавигационной информации для обеспечения навигации воздушных судов может быть использована информация, получаемая с помощью спутниковых радионавигационных систем (СРНС) [1]. Однако использование СРНС для обеспечения аэронавигационной информацией связано с ограничением зоны обслуживания и высоким уровнем помех в спутниковом канале связи. Повышение эффективности применения СРНС может быть достигнуто комплексированием информации СРНС и бортовых радиоэлектронных систем. Комплексирование информации возможно как с автономными навигационными средствами на борту воздушного судна (ВС) [2], так и с авиационным радиоэлектронным оборудованием изначально не выполняющего роль навигационного средства, но при использовании определенных режимов работы позволяющего получать данные о местоположении воздушного судна в пространстве (к такому оборудованию, например, может быть отнесена бортовая метеонавигационная РЛС).

Применение методов комплексирования информации позволяет повысить точность, целостность и непрерывность аэронавигационной информации. В рамках поставленной задачи особый интерес представляют так называемые функциональные дополнения или системы автономного контроля целостности на борту ВС. Автономный контроль целостности обеспечивается сравнением имеющейся навигационной информации с информацией, получаемой от других навигационных систем, таких как инерциальная система навигации, системы дальней и ближней навигации. Контроль целостности может осуществляться и в отсутствие информации, получаемой по спутниковому каналу.

Задача определения местоположения подвижного объекта в пространстве в рассматриваемых условиях может быть также решена с помощью использования технологий мониторинга. Эти технологии позволяют извлекать некоординатную информацию об объектах, расположенных в океанических и труднодоступных районах [3]. Для целей мониторинга может быть использовано существующее авиационное радиоэлектронное оборудование при соответствующей модернизации и применении методов пространственно-временной обработки радиосигналов. Такая обработка предполагает, в частности, извлечение информации, содержащейся в неэнергетических (поляризационных) характеристиках отраженных электромагнитных волн. Результатом такой обработки может быть некоординатная информация об объектах наблюдения, которая, в свою очередь, дает возможность оценить пространственное расположение этих объектов. Одновременно с использованием пространственно-временной обработки для решения задач на-

вигации можно использовать методы определения местоположения подвижных объектов в пространстве на основе системы сенсоров, расположенных на поверхности земли.

Среди существующих методов определения местоположения подвижных объектов можно выделить метод мультилатерации [4], который должен занять центральное место в перспективных системах наблюдения и навигации, применяемых в гражданской авиации. Технология мультилатерации (гиперболического позиционирования) предполагает наличие сети наземных приемников. Прием радиосигналов таких приемников позволяет оценить разницу во времени между поступлениями радиосигналов и определить пространственное положение его источника.

Обеспечение целостности аэронавигационной информации на борту ВС

Потребителя аэронавигационной информации интересует результирующий показатель надёжности систем наведения ВС в целом. Для определения результирующего показателя надёжности навигационной информации может быть использован метод дерева риска (рис. 1). Он позволяет представить логическую связь между отдельными состояниями и отказами. Дерево риска учитывает влияние всех подсистем, которые используются для получения аэронавигационной информации. Данный метод представляет собой метод графического представления логической связи между отдельным отказным состоянием и причинами или отказами, приводящими к этому состоянию [5].

Принимается, что завершающее событие дерева риска означает потерю ВС вследствие отказа системы навигации, не находящейся на борту ВС. Причины этого события связаны либо с нарушением целостности основного автономного и неавтономного оборудования, находящегося на борту ВС, либо с нарушением непрерывности обслуживания системы навигации, не находящейся на борту ВС (т.е. как основной системы, так и любой вспомогательной системы, используемой для обеспечения решения задачи навигации). Основная навигационная система может включать в себя ряд элементов от 1 до N (например, азимутальный и угломестный элементы). Вспомогательной навигационной системой может являться альтернативная система, находящаяся на борту ВС (например, инерциальная навигационная система).

Определение целостности навигационной аппаратуры предполагает использование алгоритма вычисления целостности. Этот алгоритм предполагает оценку значения целостности и пороговых значений ошибок и сравнение полученных данных с требованиями, представленными в документах ИСАО.

С целью оценки уровня целостности системы навигации необходимо определить следующие вероятности: P_a – вероятность потери ВС из-за отказа системы навигации, не находящейся на борту ВС; P_b – вероятность потери ВС из-за нарушения целостности основного навигационного решения; P_c – вероятность потери ВС из-за нарушения непрерывности обслуживания; P_x – вероятность того, что пилот не способен обнаружить нарушение целостности основного навигационного решения и успешно вмешаться в управление после такого события; P_p – вероятность нарушения непрерывности обслуживания основного навигационного решения; P_d – вероятность потери ВС при выполнении необходимого маневра; P_i – вероятность нарушения целостности основного навигационного решения; P_{iN} – вероятность нарушения целостности навигационного элемента N; P_{pN} – вероятность нарушения непрерывности обслуживания навигационного элемента N; P_s – вероятность потери воздушного судна при выполнении необходимого маневра с обеспечением вспомогательного навигационного решения; P_{s1} – вероятность нарушения непрерывности обслуживания вспомогательного навигационного решения; P_{s2} – вероятность нарушения целостности вспомогательного навигационного решения; P_u – вероятность того, что пилот не способен успешно вмешаться в управление после нарушения непрерывности обслуживания основного навигационного решения при отсутствии вторичного навигационного

решения, где $P_a = P_b + P_c$; $P_b = P_i \times P_x$; $P_i = P_{i1} + P_{i2} + \dots + P_{iN}$; $P_c = P_p \times P_d$; $P_p = P_{p1} + P_{p2} + \dots + P_{pN}$; $P_d = P_s \times P_u$; $P_s = P_{s1} + P_{s2}$.

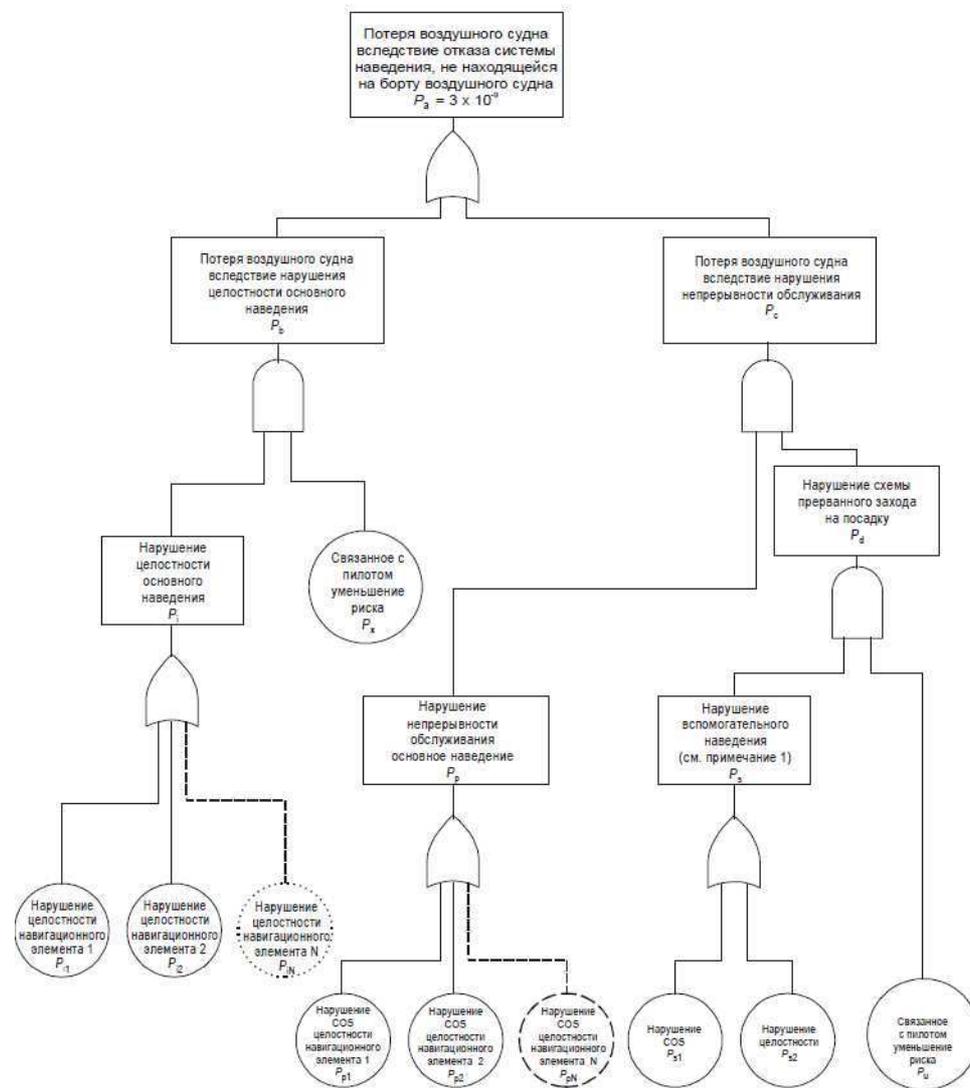


Рис. 1. Изображение дерева риска

Допустимая вероятность P_a завершающего события может быть определена путем разделения общего показателя риска для рассматриваемого конкретного этапа полета ВС между различными классами происшествий. Определенное на основе этого метода допустимое значение P_a необходимо соотнести с значениями целостности и пороговыми значениями ошибок, а также временем предупреждения о сбоях, которые определяются требованиями ICAO.

Использование многопозиционных систем наблюдения для решения навигационных задач в океанических и труднодоступных районах

Многопозиционное наблюдение предполагает наличие сети наземных приемников информации [4]. Прием радиосигналов таких приемников позволяет оценить разницу во времени между поступления радиосигналов и определить пространственное положение его источника. Для этой цели достаточно использовать только два приемника, в результате в пространстве можно построить линию положения (гиперболу), описывающую вероятностное местоположение источника радиосигнала (рис. 2). Радиосигнал третьего приемника позволяет построить еще один

гиперболоид. Четвертый приемник дает возможность определить точку, общую для уже построенных трех фигур. Координаты этой точки соответствуют местоположению источника сигнала, то есть воздушного судна. Точность определения определяется числом сенсоров.

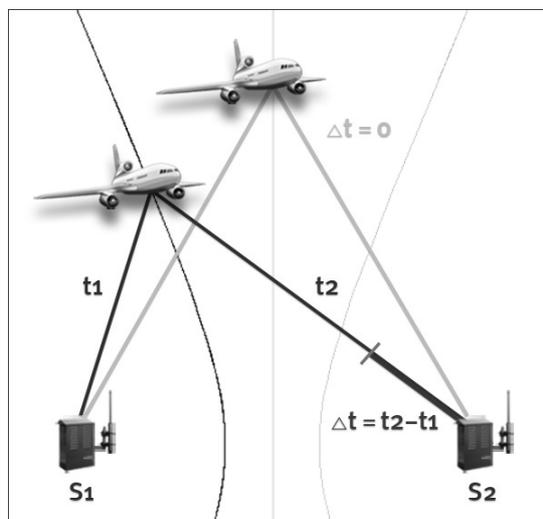


Рис. 2. Иллюстрация многопозиционного метода наблюдения

При использовании многопозиционных технологий для решения задачи навигации в океанических и труднодоступных районах задача формирования инфраструктуры наземной сети сенсоров может оказаться труднорешаемой проблемой. Это определяется не только территориальной протяженностью рассматриваемого воздушного пространства, но достаточно экстремальными климатическими условиями, в которых должна функционировать аппаратура сенсоров.

Одним из возможных путей решения такой проблемы является использование в качестве сенсоров пассивных элементов искусственного происхождения, эксплуатация которых в рассматриваемых условиях не потребует существенных затрат. Реализация методов пространственно-временной обработки радиосигналов, отраженных от таких объектов, в частности, методов радиополяриметрии, предполагает, что эти сенсоры являются чувствительными к изменению поляризационного состояния облучающей их электромагнитной волны. За счет известного географического расположения этих сенсоров можно получать оценки параметров движения ВС на основе мультilaterационного подхода. Глобальное изменение климата и возросшая деятельность на шельфе Северного Ледовитого океана делает возможным размещение сети сенсоров в океанической акватории в заранее известных (с точки зрения координат) местах размещения буровых платформ. Такой подход также укладывается в рамках тенденции увеличения числа полетов по кроссполярным маршрутам и соответственно обеспечения навигации воздушных судов по таким маршрутам.

При решении задачи определения местоположения ВС на основе технологии многопозиционного наблюдения для получения оценочных значений координат ВС могут быть использованы различные методы, среди которых: аналитический метод, метод наименьших квадратов, метод рядов Тейлора, приближенный метод максимального правдоподобия, двухэтапный метод максимального правдоподобия и генетический алгоритм.

Уравнение, описывающее сферы, точкой пересечения которых является предполагаемое расположение ВС, имеет вид

$$r_i^2 = (x_0 - x_i)^2 + (y_0 - y_i)^2 + (z_0 - z_i)^2,$$

где (x_i, y_i, z_i) – известные координаты точек расположения приемников; (x, y, z) – координаты точки расположения источника сигнала.

Все перечисленные выше методы предполагают построение системы уравнений, описывающей процессы, происходящие в системе, состоящей из определенного числа сенсоров и точки расположения ВС. Основное отличие этих методов заключается в решении такой системы и получении оценки координат точки расположения ВС. Кроме того, каждый из методов обладает различной точностью определения указанной оценки.

Для оценки эффективности рассматриваемых методов было проведено моделирование в среде Matlab различных ситуаций взаимного расположения сенсоров и объекта наблюдения и различного числа сенсоров. Вид основного окна среды моделирования представлен на рис. 3. Основным методом многопозиционного наблюдения, который был использован при моделировании, был метод оценки разницы во времени прихода радиосигналов от различных сенсоров (TDOA). Выбранное число сенсоров равнялось трем. Красным треугольником обозначено оценочное местоположение ВС, а символом звезды – реальное местоположение.

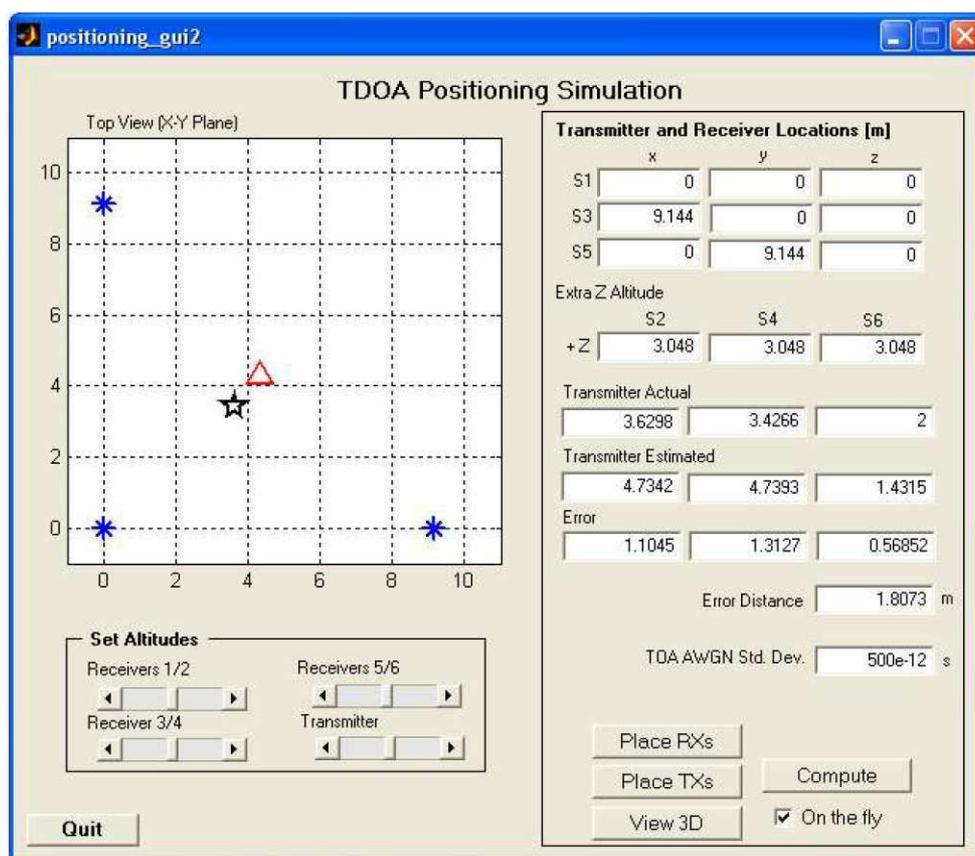


Рис. 3. Вид окна среды моделирования

По результатам моделирования были проведены расчеты величины среднеквадратической ошибки определения местоположения ВС при использовании различных методов оценки.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. - М.: Радиотехника, 2005.
2. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. - М.: Эко-Трендз, 2000.
3. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Радиополяриметрия сложных по структуре сигналов. - М.: Радиотехника, 2008.
4. Multilateration. Executive reference guide, 2008.

5. Авиационная электросвязь. – Т. 1. Радионавигационные средства. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО, 2006.

6. Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации / под. ред. Г.А. Крыжановского - М.: Академкнига, 2003.

AIRBORNE AERONAUTICAL INFORMATION INTEGRITY MONITORING AT OCEANIC AND REMOTE AREAS FLIGHTS

Veselov A.V., Korolev A.S., Kolyadov D.V.

In paper there are considered the methods of aircraft location at remote area airspace flights and it is described the approach to monitor a given integrity level of extracted navigation information.

Key words: integrity, multilateration, navigation, remote area airspace.

Сведения об авторах

Веселов Алексей Владимирович, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – системы навигации и наблюдения, спутниковые радионавигационные системы.

Королев Артем Сергеевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – системы навигации и наблюдения, спутниковые радионавигационные системы.

Колядов Дмитрий Валерьевич, 1976 г.р., окончил МАИ (1999), доктор технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор около 75 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радиополяриметрия, радионавигация, управление воздушным движением, авиационные телекоммуникационные системы.

УДК 621.396

КЛАССИФИКАЦИЯ СОБЫТИЙ ДЛЯ СИСТЕМЫ АНАЛИЗА НАДЁЖНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ РОССИИ

О.В. МИЩЕНКО, А.А. АПАНАСОВ, В.И. СЕМЕНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В настоящей работе приводится обоснование выбора классификатора событий для системы анализа надежности функционирования технических средств Аэронавигационной системы России.

Ключевые слова: классификатор событий, аэронавигационная система России.

Введение

Единая Аэронавигационная система России (АНС) - это перспективная система, которая позволит объединить комплексы технических систем и средств наземного, бортового и космического сегментов, установленные по единым правилам на объектах, взаимодействующие между собой и со смежными системами, которые при участии оперативного и инженерно-технического персонала, принимающего решения и действующего в соответствии с установленными правилами, выполняют функции Аэронавигационной системы России.

Аэронавигационная система России должна строиться на базе единой технической архитектуры, обеспечивающей функциональное и организационное единство системы и интеграцию ее элементов при соблюдении нормативных правовых актов Российской Федерации, а также Стандартов и Рекомендуемых практик ИКАО. Система должна обеспечивать организационную и информационно-техническую совместимость, а также многоуровневое взаимодействие пользователей воздушного пространства с системами органов обслуживания воздушного движения (далее - ОВД), в том числе автоматизированными.

Из-за возрастающих требований к точности, целостности, непрерывности, готовности аэронавигационной информации возрастают и требования к техническим аэронавигационным средствам, её представляющим. Следовательно, необходимо осуществлять контроль функционирования технических средств и объектов, чтобы своевременно заметить ухудшение функциональных и эксплуатационных характеристик и осуществить необходимые предупреждающие действия.

Для оценки состояния технических средств АНС и обеспечения своевременного влияния на возможные сбои в работе с целью минимизации негативных последствий разрабатывается комплексная система анализа надежности функционирования технических средств Аэронавигационной системы России, которая позволит хранить и обрабатывать данные о функционировании средств радиолокации, радионавигации, авиационной электросвязи, средств планирования и управления воздушным движением на основе оценки их текущего состояния.

В разрабатываемой системе будут регистрироваться события, которые произошли во время эксплуатации технического средства на каждом из этапов его эксплуатации. В зависимости от типа события, произошедшего с данным оборудованием, будут выполняться определенные корректирующие действия. Для формализации событий в системе анализа надежности нужно представить события в виде классификатора. Следовательно, нужно создать классификатор событий, который будет в себя включать весь объем информации для регистрации и типизации всех возможных событий, произошедших в процессе эксплуатации технического средства.

Разработка классификатора событий

Классификатор событий для технических средств должен удовлетворять следующим положениям:

- целью классификации отказов является обеспечение решения задач надёжности (анализа, нормирования, оценки и т.д.), требующих применения результатов классификации отказов;
- возможность создания и ведения банка данных о надёжности технических средств;
- при классификации отказов технических средств должен быть определён конкретный вид технического средства, классификацию отказов которого следует производить;
- результаты классификации отказов необходимы для представления информации об отказах при:
 - анализе, оценке и прогнозировании надёжности технических средств;
 - определении влияния на надёжность факторов эксплуатации технического средства;
 - анализе статистики и причин отказов, а также при разработке мероприятий по их устранению;
 - определении стратегии и тактики технического обслуживания и ремонта, расчета расхода запасных частей.

Система анализа надёжности создается для АНС России, которая ещё не введена в эксплуатацию, поэтому классификатор событий должен составляться с учетом совместимости с Единой системой организации воздушного движения (далее - ЕС ОрВД) и должен учитывать те типы событий, которые регистрируются на данный момент организациями, которые эксплуатируют технические средства.

Для создания классификатора событий в первую очередь был использован руководящий нормативный документ «Надёжность в технике. Общие правила классификации отказов и предельных состояний [1] РД 50-699-90». Данный руководящий документ распространяется на изделия, для которых в техническом задании (далее – ТЗ), тактико-техническом задании (далее - ТТЗ), технических условиях (далее – ТУ) и стандартах заданы требования по надёжности, и устанавливает общие правила классификации отказов и предельных состояний (далее - ПС) [2; 3]. Из данного документа можно выделить следующие признаки классификации отказов:

- последствия отказа (достижения ПС);
- способы обнаружения отказа (достижения ПС);
- внешние проявления отказа (достижения ПС);
- механизмы отказов (достижения ПС);
- причины возникновения отказов (ПС);
- виды отказов (ПС);
- связь с оценкой показателей надёжности;
- способы восстановления изделия после отказа (достижения ПС).

Также для создания классификатора событий были изучены и проанализированы акты отказов средств РТОП и связи, зафиксированных центрами ОВД.

В РД 50-699-90 изложены общие правила для классификации отказов. В актах же классификация отказов происходит по конкретной ситуации, произошедшей с техническим средством. Классификация отказов в актах может осуществляться на основании различных критериев классификации: причинам произошедшего события, его внешним проявлениям или иным критериям. То есть в актах по отказам технических средств, которые были взяты для анализа и изучения, трудно сопоставить с классификатором событий, составленным по РД 50-699-90. Так, например, в акте отказа канала авиационной фиксированной электросвязи аэродромно-технического пункта (АТП) – узла связи в/ч ПВО «Анчоус» Нижегородского центра ОВД филиала «МЦ АУВД» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» под номером 1607.06-685 от 03.02.2011, фиксирующем отказ, произошедшего 22.01.2011 г. по причине выхода из строя радиорелейной станции связи (РРС), отказ классифицирован как «Отказ радиорелейной станции в в/ч ПВО

«Анчоус»», то есть тип отказа был классифицирован по названию конкретного канала фиксированной связи. А по акту отказа объекта передающего радицентра (ПРЦ), совмещенного с приёмным радицентром (ПМРЦ) Тверского центра ОВД филиала «МЦ АУВД» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» под номером 1607.06-8680 от 27.12.2010 г., фиксирующему отказ линии связи 14 декабря 2010 года, расположенной в необслуживаемом блок-контейнере из-за неисправности, произошедшей на подстанции ТП-103 в д. Глазково, отказ классифицировали как «Отказ электроснабжения». Следовательно в обоих случаях классификация события произведена по типу объекта, с которым оно случилось.

Такой способ классификации отказов, приведенный в актах, не подходит для электронной обработки, т.к. если классифицировать события согласно данному способу, то классификатор событий разрастется и нужно будет делать группировку событий, что усложнит обработку данных.

Существует несколько методов классификации событий - совокупности правил и результатов распределения заданного множества объектов на подмножества - классификационные группировки в соответствии с признаками сходства или различия. В качестве объектов классификации выступают различные номенклатуры - материалы, товары, подразделения и т.п. Эти номенклатуры требуют описания как их свойств, так и идентификации отдельных представителей.

Различают два метода классификации:

- иерархический метод;
- фасетный метод.

Иерархический метод устанавливает отношение подчинения между различными группировками. Последовательно детализируются качественные свойства объектов множеств: класс, подкласс, группа, подгруппа, вид и т.д. Степень классификации - этап классификации, результатом которого является совокупность классификационных группировок. Классифицируемое множество объектов по некоторому основанию деления - отдельному признаку классификации или их совокупности делится на подмножества. При этом выполняются следующие условия:

- объединение подмножеств классификационных группировок одного уровня иерархии дает исходное множество объектов;
- пересечение классификационных группировок одного уровня иерархии дает нулевое подмножество.

Основные достоинства иерархической системы классификации:

- традиционность и естественность;
- большая информационная емкость;
- возможность использования различных наборов классификационных признаков для каждой иерархической ветви классификации.

Недостатками иерархической системы классификации являются:

- невозможность внесения изменений в классификатор (добавление или удаление классификационных признаков, изменение последовательности их применения) после его создания;
- трудоемкий поиск информации по произвольному сочетанию признаков классификации.

Фасетный метод классификации предполагает, что исходное множество объектов разбивается на подмножества группировок по независимым между собой признакам классификации - фасетам. Фасет - набор значений отдельного признака классификации, все фасеты взаимно независимы. Каждый объект одновременно имеет классификационные признаки из различных фасетов, а классификационные группировки создаются динамически путем задания фасетной формулы - последовательности фасет и значений классификационных признаков выбранных фасетов. Таким образом, имеет место информационная избыточность группировок, в ряде случаев невозможных по смыслу. Этот метод классификации наиболее эффективен для машинной обработки данных при использовании технологии баз данных (БД) и языков запросов высокого уровня.

Сравнивая иерархический и фасетный методы классификации, следует сделать вывод, что фасетный метод более предпочтителен по указанным выше критериям, прежде всего в связи с возможностью электронной обработки.

Проанализировав предоставленные акты и РД 50-699-90, был сформирован следующий набор фасетов:

- отказ;
- модернизация;
- ремонт;
- продление срока службы и лётной проверки.

У каждого фасета есть свой набор характеристик и набор полей для регистрации данного вида события, составленный по предоставленным актам регистрации перечисленных событий.

Так как данный метод достаточно гибок, то в процессе эксплуатации разрабатываемой системы анализа надёжности функционирования технических средств можно добавлять новые фасеты или изменять существующие.

Отказ - событие, заключающееся в нарушении работоспособного состояния объекта (технических средств или группы технических средств). В системе регистрируются отказы технических средств объектов РТОП и связи, каналов авиационной электросвязи, объектов РТОП и связи. Таким образом, мы имеем класс события - отказ. Этот класс события может произойти с разными типами объектов, о которых хранится и обрабатывается информация в разрабатываемой системе.

При регистрации события отказа есть общие характеристики для всех типов объектов:

- наименование объекта, у которого регистрируется событие отказа;
- наименование организации (центра ОВД), к которой принадлежит объект с регистрируемым событием;
 - дата и время нарушения работоспособности;
 - дата и время восстановления работоспособности;
 - продолжительность отказа;
 - наработка после последнего технического обслуживания (ТО);
 - наработка с начала эксплуатации;
 - комиссия;
 - председатель комиссии;
 - обстоятельства:
 - информация о событии;
 - характер отказа;
 - последствия отказа;
 - анализ:
 - причины;
 - недостатки в организации работы;
 - влияние на управление воздушным движением.

При регистрации события отказа есть индивидуальные поля. Например, для регистрации отказа канала авиационной электросвязи есть характеристика: «объекты, соединяемые данной линией связи», а при регистрации отказа объекта РТОП и связи указывается заводской номер. Часть характеристик необходимо зафиксировать на этапе регистрации события вручную, а часть рассчитывается (подставляется) системой из информационной базы.

Модернизация - усовершенствование, улучшение, обновление объекта, приведение его в соответствие с новыми требованиями и нормами, техническими условиями, показателями качества. У данного события можно выделить следующие основные характеристики: наименование, наименование организации (центра ОВД), вид модернизации, дата начала модернизации, дата

окончания модернизации, срок исполнения работ, исполнитель, заключение о техническом состоянии.

Ремонт - комплекс мероприятий по восстановлению работоспособного или исправного состояния какого-либо объекта и/или восстановлению его ресурса. При регистрации события «ремонт» важными характеристиками являются: вид ремонта, дата начала ремонта, дата окончания ремонта, срок исполнения работ и исполнитель.

При регистрации продления срока службы и лётной проверки в систему вносится информация с проведения лётной проверки наземных средств радиотехнического обеспечения полётов и авиационной электросвязи и другого оборудования.

В процессе эксплуатации системы анализа надёжности функционирования технических средств можно добавлять новые классы событий или изменять существующие. Используя разработанный классификатор, можно обеспечить решение задач обеспечения надёжности (анализа, нормирования, оценки и т.д.), создания банка данных о надёжности изделий. При классификации отказов технических средств указывается конкретный вид технического средства.

ЛИТЕРАТУРА

1. РД 50-699-90. Надёжность в технике. Общие правила классификации отказов и предельных состояний.
2. Федеральные авиационные правила. Лётные проверки наземных средств радиотехнического обеспечения полётов, авиационной электросвязи и систем светосигнального оборудования аэродромов гражданской авиации, 2005.
3. Федеральные авиационные правила. Радиотехническое обеспечение полётов воздушных судов и авиационная электросвязь, 2007.

CLASSIFICATION OF EVENTS FOR SYSTEM RELIABILITY ANALYSIS OF THE TECHNICAL MEANS OF AERONAUTICAL SYSTEMS RUSSIA

Mischenko O.V., Apanasov A.A., Semenov V.I.

In this paper presents a rationale for the selection of the classifier system's analysis of reliability of the technical means the Air Navigation System of Russia.

Key words: classification of events, air navigation system Russia.

Сведения об авторах

Мищенко Олег Владимирович, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, область научных интересов – надёжность технических средств в авиации, информационные технологии.

Апанасов Ахмед Анатольевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, область научных интересов – информационные технологии, аэронавигация.

Семенов Владимир Игоревич, 1984 г.р., окончил МГТУ ГА (2007), начальник лаборатории ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», область научных интересов – информационные технологии, защита информации.

УДК 621.396

АРХИТЕКТУРА СИСТЕМЫ АНАЛИЗА НАДЕЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ РОССИИ

О.В. МИЩЕНКО, А.А. АПАНАСОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Логвиным А.И.

В настоящей работе приводится обоснование выбора архитектуры для системы анализа надежности функционирования технических средств аэронавигационной системы России.

Ключевые слова: архитектура информационных систем, аэронавигационная система России.

Введение

Создание «Комплексной системы анализа надежности функционирования технических средств Аэронавигационной системы России (САН ТС АНС)» проводится с целью контроля, а впоследствии и улучшения качества функционирования Аэронавигационной системы России в целом за счет осуществления централизованного сбора данных в электронном виде о работе технических средств АНС и принятия своевременных решений на основании актуальных данных о текущем состоянии технических средств (ТС) и объектов Единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД). Вместе с тем исследования по созданию эффективной архитектуры, учитывающей потребности и возможности пользователей создаваемой системы, занимают важное место в процессе выполнения поставленных задач.

Разработка архитектуры системы

Под архитектурой информационной системы подразумевается базовая организация системы, воплощенная в ее компонентах, их отношениях между собой и с окружением, а также принципы, определяющие проектирование и развитие системы, т.е. совокупность решений относительно:

- организации программной системы;
- выбора структурных элементов, составляющих систему, и их интерфейсов;
- поведения этих элементов во взаимодействии с другими элементами;
- объединения этих элементов в подсистемы;
- архитектурного стиля, определяющего логическую и физическую организацию системы: статические и динамические элементы, их интерфейсы и способы их объединения.

Архитектура программной системы охватывает не только ее структурные и поведенческие аспекты, но и правила ее использования и интеграции с другими системами, функциональность, производительность, гибкость, надежность, возможность повторного применения, полноту, экономические и технологические ограничения, а также вопрос пользовательского интерфейса.

Также архитектура САН ТС АНС должна учитывать современные требования для построения информационных систем:

- масштабируемость. САН ТС АНС разрабатывается с учётом требований по эксплуатации, но эти требования могут меняться со временем, следовательно, важна возможность расширить систему под новые требования;
- простая интеграция и использование. Пользователи САН ТС АНС расположены во всех регионах страны и необходимо максимально упростить доступ к системе для её использования и сопровождения;

- безопасность и надёжность хранения данных. САН ТС АНС осуществляет централизованное хранение информации о событиях, связанных с ТС и объектами АНС, на основании которых делаются определённые выводы о надёжности АНС в целом, следовательно, обрабатываемая информация требует определенного уровня защиты от несанкционированного воздействия и доступа.

Для построения САН ТС АНС была выбрана многоуровневая архитектура клиент-сервер. Клиент-сервер (англ. Client-server) - вычислительная или сетевая архитектура, в которой задания или сетевая нагрузка распределены между поставщиками услуг (сервисов), называемыми серверами, и заказчиками услуг, называемыми клиентами (терминалами). Нередко клиенты и серверы взаимодействуют через компьютерную сеть и могут быть как различными физическими устройствами, так и обладать различным программным обеспечением [1]. Архитектура клиент-сервер означает такую архитектуру программного комплекса, в которой его функциональные части взаимодействуют по схеме "запрос-ответ". Если рассмотреть две взаимодействующие части этого комплекса, то одна из них (клиент) выполняет активную функцию, т.е. инициирует запросы, а другая (сервер) пассивно на них отвечает. По мере развития системы роли могут меняться, например некоторый программный блок будет одновременно выполнять функции сервера по отношению к одному блоку и клиента по отношению к другому.



Рис. 1. Трехуровневая система

Многоуровневая архитектура клиент-сервер (Multitier architecture) – разновидность архитектуры клиент-сервер, в которой функция обработки данных вынесена на один или несколько отдельных серверов [2]. Это позволяет разделить функции хранения, обработки и представления данных для более эффективного использования возможностей серверов и клиентов. Среди многоуровневой архитектуры клиент-сервер наиболее распространена трехуровневая архитектура (трехзвенная архитектура, three-tier), предполагающая наличие следующих компонентов приложения: клиентское приложение (обычно говорят "тонкий клиент" или терминал), подключенное к серверу приложений, который в свою очередь подключен к серверу базы данных. На рис. 1 изображена трехуровневая архитектура.

Трехзвенная архитектура "клиент-сервер" с выделенным сервером приложений:

1. Терминал – это интерфейсный (обычно графический) компонент, который представляет первый уровень, собственно приложение для конечного пользователя. Первый уровень не должен иметь прямых связей с базой данных (по требованиям безопасности), быть нагруженным основной бизнес-логикой (по требованиям масштабируемости) и хранить состояние приложения (по требованиям надежности).

На первый уровень обычно выносятся следующие компоненты: отображение и поведение интерфейса, проверка вводимых значений на допустимость и соответствие формату, операции по отображению данных (сортировка, группировка, подсчет значений) с данными, уже загруженными на терминал.

При проектировании САН ТС АНС были выбраны для построения первого уровня следующие технологии: Asp.Net, HTML, CSS и javascript.

2. Сервер приложений располагается на втором уровне. На втором уровне сосредоточена большая часть логики работы приложения. Вне его остаются фрагменты, экспортируемые на терминалы, а также погруженные в третий уровень хранимые процедуры (объекты базы данных, представляющие собой набор SQL-инструкций, которые компилируются один раз и хранятся на сервере) и триггеры (хранимые процедуры особого типа, которые пользователь не вызывает непосредственно, исполнение которых обусловлено наступлением определенных событий, таких как добавление, удаление или обновление данных). Второй уровень строится как программный интерфейс, связывающий клиентские компоненты с базой данных. В системе САН ТС АНС на втором уровне находится веб-сервер IIS, который обрабатывает HyperText Transfer Protocol (протокол прикладного уровня передачи данных) запросы, формируемые на уровне терминалов, и формирует ответ с необходимыми данными для отображения их пользователю системы. В разрабатываемой системе используется Microsoft SQL Server.

3. Сервер базы данных обеспечивает хранение данных и выносится на третий уровень. Третий уровень представляет собой базу данных, описывающую приложение в терминах реляционной модели.

При построении системы с помощью трехуровневой архитектуры можно выделить следующие особенности:

- отсутствие необходимости использовать дополнительное программное обеспечение на стороне терминалов – это позволяет автоматически реализовать клиентскую часть для всех платформ;
- возможность одновременной работы с системой многих пользователей;
- благодаря единственному месту хранения данных и наличию системы управления базами данных можно централизованно поддерживать целостность данных;
- доступность при работоспособности сервера и каналов связи;
- недоступность при отсутствии работоспособности сервера или каналов связи;
- быстродействие системы зависит от пропускной способности каналов связи и загрузки серверов;
- сложные вычисления и манипуляции с данными осуществляются на сервере, а на терминале происходит только отображение результата этих вычислений;
- система, построенная на основе трёхуровневой архитектуры, при увеличении объема данных, необходимого для хранения, расширяется путем добавления оборудования на сервер.

Трёхуровневая архитектура решает проблему быстрого ввода в эксплуатацию разрабатываемой системы. Пользователям не нужно ставить дополнительное программное обеспечение и следить за его обновлениями. Для использования системы САН ТС АНС необходимо подключение к сети интернет и браузер. Современные технологии для построения веб-приложения позволяют создавать приложения, не уступающие по функциональности программам, работающим на клиентской стороне. При необходимости можно централизованно менять отображение приложения и его функциональность.

Выбранная архитектура позволяет масштабировать создаваемую систему. При повышении нагрузок можно добавлять серверы на уровень базы данных или уровень приложений. Например, если не справляется с нагрузкой сервер баз данных, можно поднять ещё один сервер БД и настроить зеркалирование между ними. Современные СУБД (в нашем случае SQL Server) поддерживают зеркалирование и кластеризацию баз данных. Кластер сервера SQL - это совокупность одинаково сконфигурированных серверов; такая схема помогает распределить рабочую нагрузку между несколькими серверами. Все сервера имеют одно виртуальное имя, и данные распределяются по IP-адресам машин кластера в течение рабочего цикла. Также в случае отказа или сбоя на одном из серверов кластера доступен автоматический перенос нагрузки на другой сервер. Например, можно расширить систему при необходимости, как показано на рис. 2.



Рис. 2. Возможность расширения системы, построенной на трехуровневой архитектуре

Трехуровневая архитектура позволяет менять взаимодействие между уровнями. Можно расширить систему таким образом, что данные будут заноситься в систему автоматически в обход пользовательского интерфейса, нужно будет лишь реализовать этот интерфейс взаимодействия на втором уровне, где располагается сервер приложений.

Безопасность в трехуровневой системе обеспечивается за счёт того, что:

- клиентские терминалы не имеют доступа к базе данных напрямую, а данные могут изменяться только через интерфейс системы;
- в системе присутствует разграничение прав по пользователям, а информация о пользователе, производившем действия по изменению, сохраняется;
- данные, введенные пользователем, проверяются на сервере;
- периодически проводится резервное копирование базы данных.

Выбранная архитектура САН ТС АНС позволяет осуществлять надежное хранение данных и осуществлять их обработку, масштабировать систему при увеличении нагрузок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Интернет-Университет Информационных Технологий <http://www.intuit.ru/department/se/dbpdelphi/28/> .
2. Network world <http://www.osp.ru/nets/1997/06/142618/> .

ARCHITECTURE FOR THE SYSTEM RELIABILITY ANALYSIS OF THE FUNCTIONING OF TECHNICAL EQUIPMENT BY THE AIR NAVIGATION SYSTEM OF RUSSIA

Mischenko O.V., Apanasov A.A.

In this paper presents a rationale for the choice of architecture for the system reliability analysis of the functioning of technical equipment by the Air Navigation System of Russia.

Key words: architecture of information systems, air navigation system Russia.

Сведения об авторах

Мищенко Олег Владимирович, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, область научных интересов – надежность технических средств в авиации, информационные технологии.

Апанасов Ахмед Анатольевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, область научных интересов – информационные технологии, авионавигация.

УДК 621.396.96

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО СОЗВЕЗДИЯ ГЛОНАСС НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

О.Н. СКРЫШНИК, В.В. ЕРОХИН

Разработана математическая модель движения спутников орбитальной группировки СНС ГЛОНАСС по данным альманаха системы. Исследовано влияние угла маски на значение геометрического фактора системы.

Ключевые слова: модель, движение, спутники.

Спутниковые навигационные системы (СНС) представляют собой комплекс взаимодействующих радиоэлектронных средств, расположенных на навигационных спутниках (НС), потребителях и наземных пунктах и предназначенных для определения местоположения и скорости объектов, ошибки синхронизации относительно системной шкалы времени.

НС излучают сигналы, содержащие информацию о собственных координатах и параметрах движения, по которым потребители информации определяют свое местоположение в геоцентрической системе координат.

Элементами орбиты НС являются: A - большая полуось эллиптической орбиты; e_k - эксцентриситет орбиты; Ω - долгота восходящего узла орбиты; ω - аргумент перигея; i - наклон плоскости орбиты к плоскости экватора. Элементы кеплеровой орбиты меняются во времени и должны быть известны на момент позиционирования [1; 2].

Для эллиптической орбиты получаем алгоритм вычислений координат НС на эпоху t [4]:

1. Вычисление средней аномалии M по формулам:

$$M = \omega_c(t - t_n), \quad \omega_c = 2\pi / T, \quad T = 2\pi A^{3/2} / (fM_3)^{1/2},$$

где ω_c - угловая скорость обращения спутника на орбите; T - период обращения; t_n - время прохождения через перигей.

2. Вычисление итерациями эксцентрической аномалии E

$$E - e_k \sin(E) = M.$$

3. Определение радиус-вектора R

$$R = A(1 - e_k \cos(E)).$$

4. Вычисление истинной аномалии v , аргумента широты и долготы восходящего узла относительно гринвичского меридиана l по формулам:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg}(v/2) &= ((1 + e_k) / (1 - e_k))^{1/2} \operatorname{tg}(E/2), \\ u = v + \omega, & \quad l = \Omega - \omega_3 t. \end{aligned}$$

5. Определение прямоугольных геоцентрических координат спутника

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = R \cdot \begin{pmatrix} \cos(u) \cos(l) - \sin(u) \cos(i) \sin(l) \\ \cos(u) \sin(l) + \sin(u) \cos(i) \cos(l) \\ \sin(u) \sin(i) \end{pmatrix}.$$

Для круговых орбит ($e_k=0$) радиус-вектор $R = A$, аргумент широты $u = M = \omega_c(t - t_o) + M_o$, где M_o - угол, образуемый радиусом-вектором с направлением на восходящий узел орбиты в начальный момент $t = t_c$.

Прямоугольные геоцентрические координаты пересчитывают в геодезические [3]. Они взаимосвязаны соотношениями:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N + H) \cos(B) \cos(L) \\ (N + H) \cos(B) \sin(L) \\ (N + H - e^2 N) \sin(B) \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} B \\ L \\ H \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \arctg[(Z + e^2 N \sin(B))/D] \\ \arctg(Y/X) \\ \sqrt{D^2 + (Z + e^2 N \sin(B))^2} - N \end{pmatrix};$$

$$D^2 = X^2 + Y^2, \quad N = a / (1 - e^2 \sin^2(B))^{1/2}, \quad e^2 = (2 - \alpha) \alpha;$$

где N - радиус кривизны первого вертикала; a - большая полуось; α - сжатие эллипсоида. Широта B вычисляется последовательными приближениями.

На основе приведенных выражений разработана математическая модель движения орбитальной группировки ГЛОНАСС, которая позволяет определять координаты всех НС в геоцентрической системе координат в любой момент времени.

Для реализации алгоритма моделирования всей сети НС необходимо располагать данными альманаха системы - рассчитанными значениями параметров для заданного момента времени: T_{Ω} – время прохождения восходящего узла; $T_{об}$ – период обращения; e – эксцентриситет; i – наклонение орбиты; Ω – долгота восходящего узла; ω – аргумент перигея и т.д.

Для оценки соответствия разработанной модели реальному движению НС по орбитам были проведены эксперименты на базе измерительного пункта с координатами: 52°16'32.8" с.ш., 104°17'22.2" в.д., оборудованного навигационным приемником МНП-М3, сопряженным с персональным компьютером. Результаты, полученные путем проведения эксперимента в период с 03 ч 28 мин до 10 ч 08 мин московского времени и моделирования, для точки с указанными координатами 20.01.2011 г. приведены в табл. 1.

Адекватность математической модели оценивалась по совпадению интервалов нахождения спутников в зоне видимости в соответствии с их номерами (рис. 1): 1 – результаты, полученные на сайте информационно-аналитического центра (ИАЦ) ГЛОНАСС [5]; 2 – данные натурального эксперимента; 3 – результаты моделирования.

Таблица 1

Результаты экспериментальных наблюдений 20.01.2011 г.

UTC (время)	Московское время	Номера видимых спутников	Кол-во видимых спутников	GDOP	PDOP
00.28.10	03.28.10	1, 2, 8, 14, 15, 16, 18, 24	8	2,4	2,53
.....
07.08.45	10.08.48	5, 6, 13, 14, 15, 20, 21	7	2,35	2,09

Представленные на рис. 1 результаты моделирования с приемлемой точностью совпадают с реальными наблюдениями и данными интернет портала ИАЦ ГЛОНАСС [5], расхождение моментов времени наступления событий составляет от 1 до 15 мин, что является вполне приемлемым для суточных измерений.

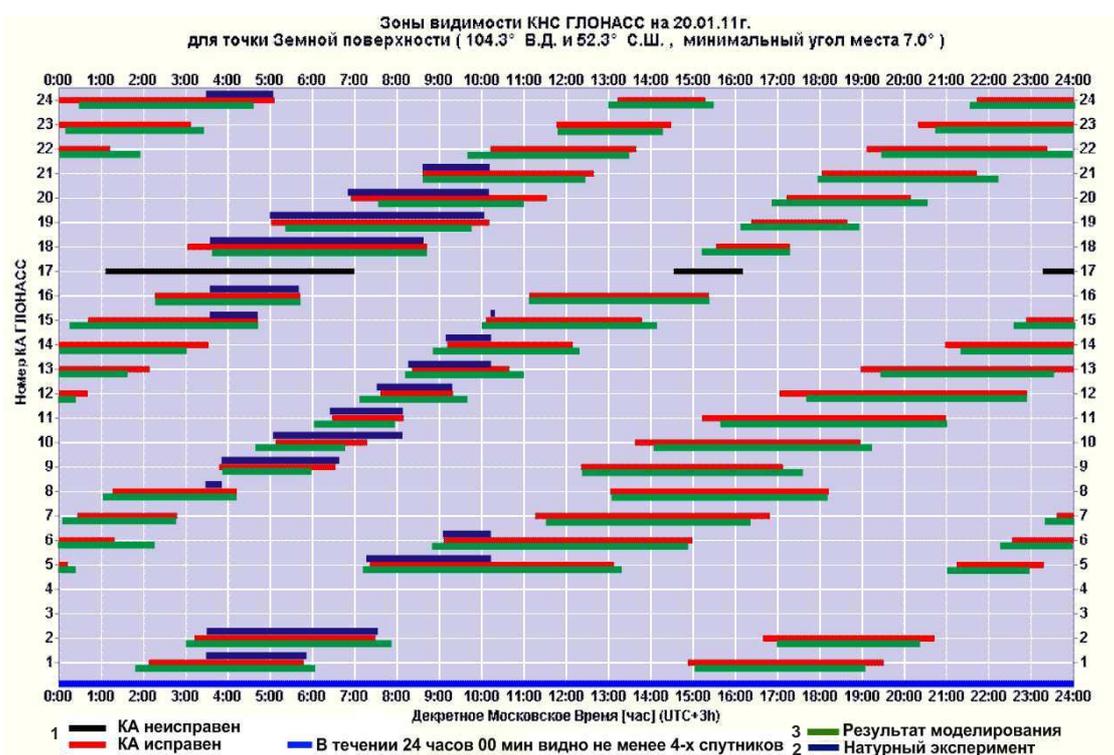


Рис. 1. Интервалы наблюдения спутников в заданной точке в течение суток

На рис. 2 показаны графики расчётных и экспериментальных значений пространственного геометрического фактора (ГФ) в пункте наблюдения.

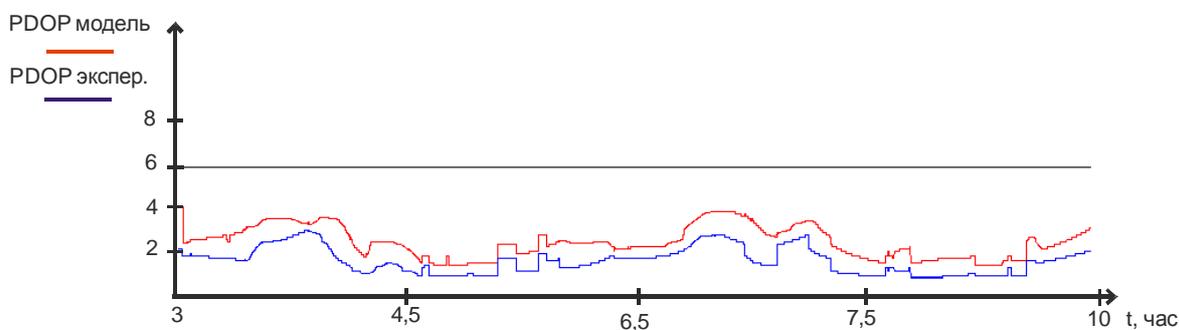


Рис. 2. Расчётные и наблюдаемые значения геометрического фактора

Сравнение расчётных и наблюдаемых значений ГФ показывает достоверность разработанной модели (расхождение составляет десятые доли). Расхождение значений обусловлено тем, что в модели использован квазиоптимальный алгоритм выбора рабочего созвездия НС. Следовательно, разработанную модель можно использовать для проведения исследований характеристик СНС ГЛОНАСС.

Результаты экспериментов, опубликованные в [6], показывают, что имеет место ярко выраженная зависимость вероятности фазового сбоя от зенитного угла НС, что связано с возникновением многолучевости в условиях, когда НС располагается низко над горизонтом. В программном обеспечении приемников спутниковой навигации существует запрет на использование при решении навигационной задачи тех НС, для которых зенитный угол $\theta_{НС} < 5^\circ \div 7^\circ$. Данное значение зенитного угла называется углом маски НС. Из данных, опубликованных в [6]

следует, что при $\theta_{НС} > 70^\circ$ вероятность фазового сбоя превышает 50%. В работе рекомендовано разработчикам навигационных приемников увеличить угол маски НС до 20° .

Путем математического моделирования были проведены исследования характеристик рабочего созвездия СНС ГЛОНАСС от угла маски НС. На рис. 3 представлены результаты исследования зависимости количества наблюдаемых спутников в заданной точке пространства от угла маски. Исследования показали, что при угле маски 20° в течение двух часов в сутки в зоне видимости будет менее 4-х спутников, что делает невозможным решение навигационной задачи. При углах маски менее 10° в зоне видимости всегда находятся 4 и более НС.

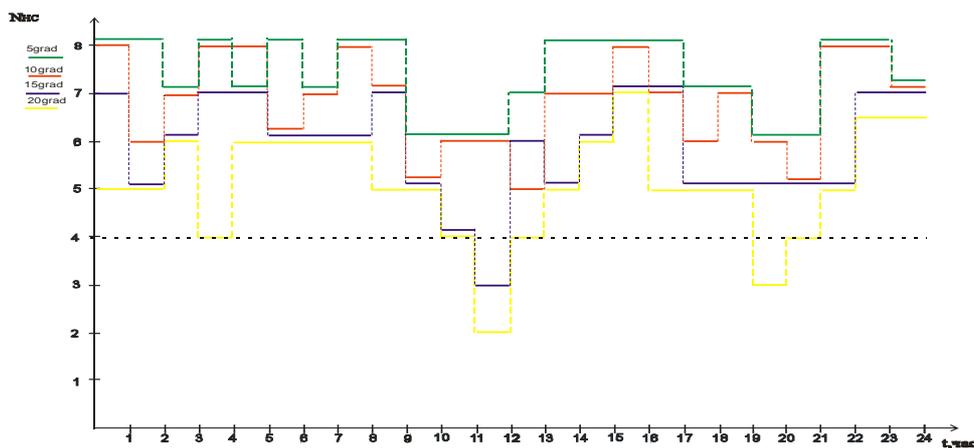


Рис. 3. Число наблюдаемых спутников при углах маски 5, 10, 15, 20°

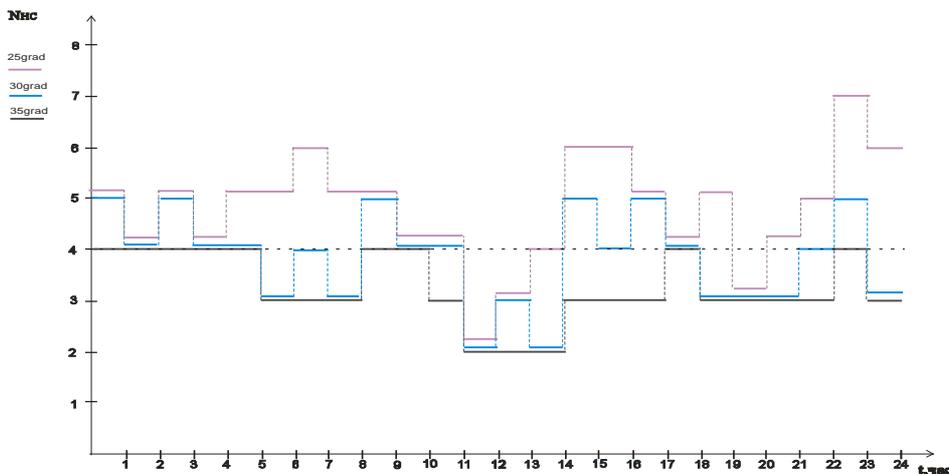


Рис. 4. Число наблюдаемых спутников при углах маски больше 25, 30, 35°

Таким образом, повышение качества и стабильности приема сигналов НС путем увеличения угла маски приводит к уменьшению количества наблюдаемых спутников. В случаях, когда количество наблюдаемых спутников меньше четырех, решение навигационной задачи без принятия соответствующих мер невозможно. Кроме того, выбор угла маски влияет на условия навигационного сеанса, которые характеризуются геометрическим фактором [1; 3].

На рис. 5 представлены результаты исследования изменения значений пространственного (PDOP) и горизонтального (HDOP) ГФ в заданной точке пространства (рис. 5а) и числа наблюдаемых НС (рис. 5б) в зависимости от угла маски в течение суток. Анализ полученных результатов показывает, что при угле маски 7° в течение суток в зоне видимости всегда находятся 4 и более НС, при этом PDOP не превышает значение 6, следовательно, навигационно-временные

определения можно выполнять непрерывно и с хорошим качеством. При этом результаты моделирования согласуются с данными ИАЦ ГЛОНАСС (рис. 6).

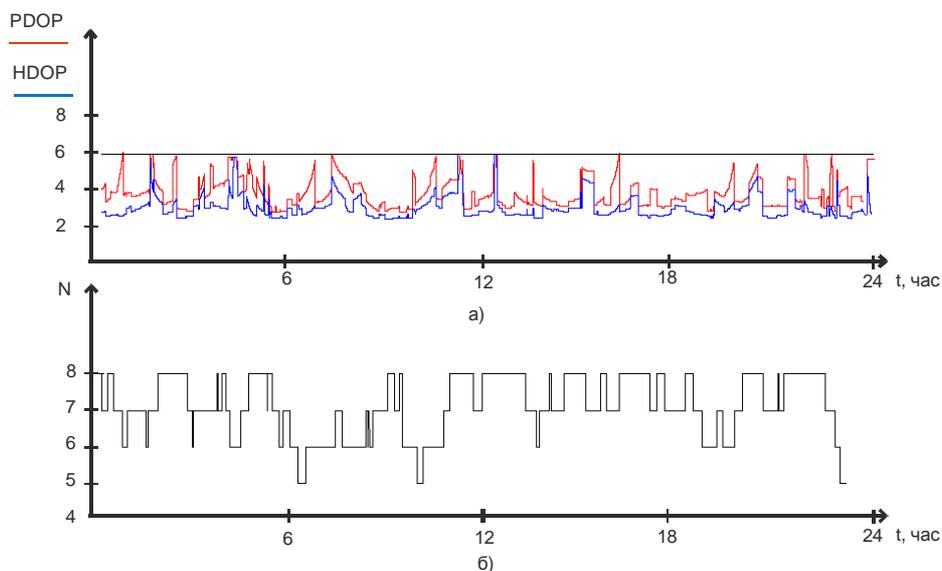


Рис. 5. Результаты исследования: а - суточные значения PDOP и HDOP; б - количество наблюдаемых НС по результатам моделирования для угла маски 7°

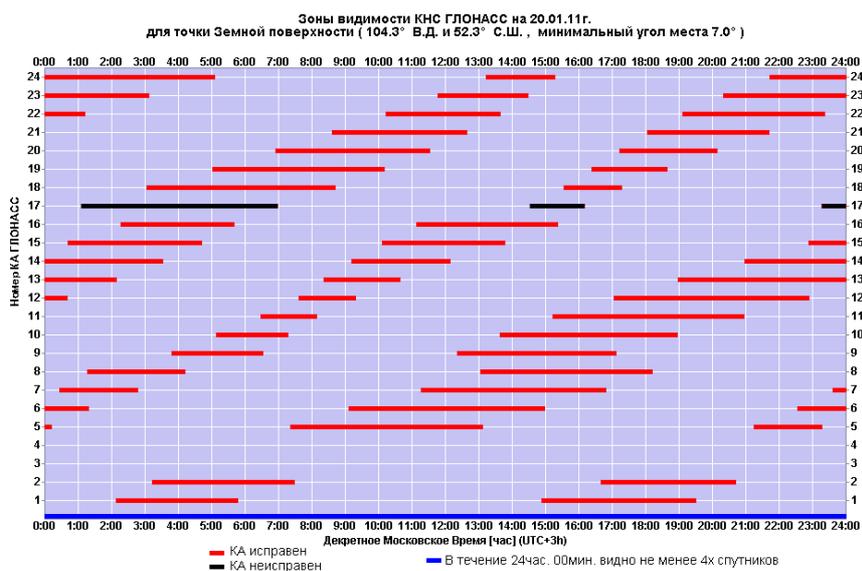


Рис. 6. Результаты расчёта по данным ИАЦ ГЛОНАСС для угла маски 7°

При угле маски 10° в течение суток в зоне видимости находятся 4 и более НС (рис. 7), но при этом PDOP на короткие интервалы времени превышает значение 6, следовательно, навигационно-временные определения можно выполнять непрерывно, но с несколько худшим качеством.

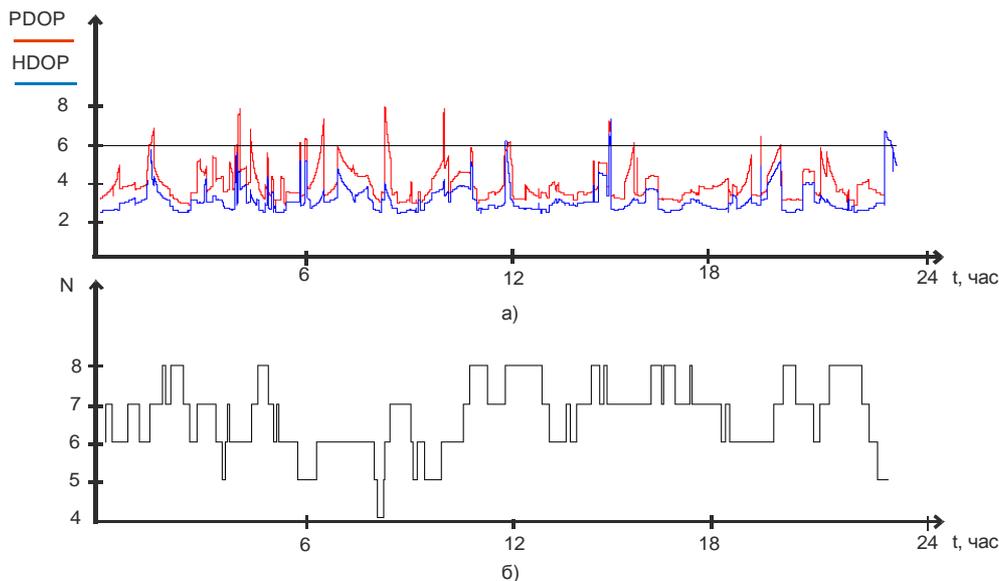


Рис. 7. Результаты исследования: а - суточные значения PDOP и HDOP; б - количество наблюдаемых НС по результатам моделирования для угла маски 10°

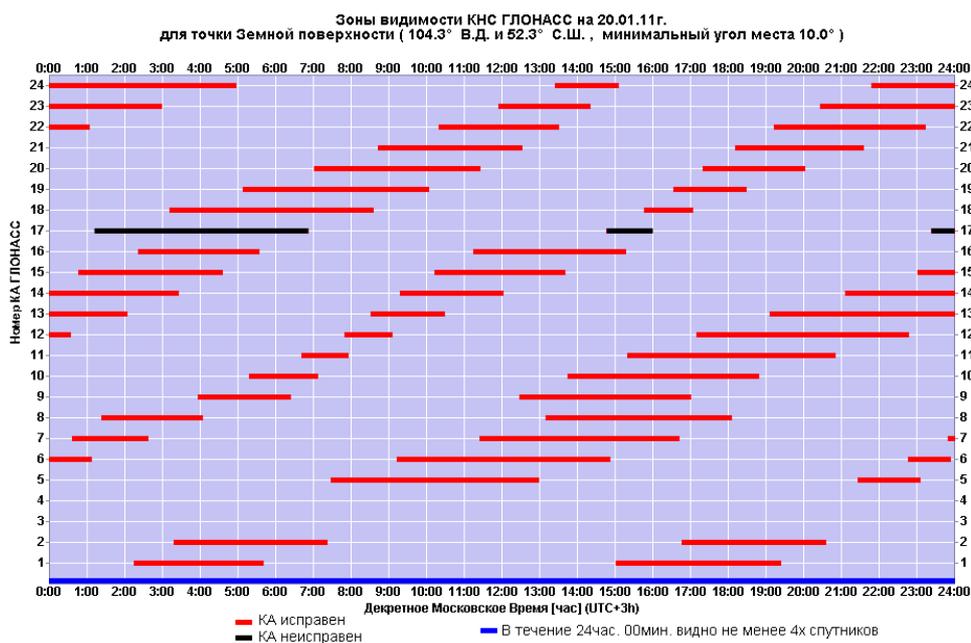


Рис. 8. Результаты расчёта по данным КНС ГЛОНАСС для угла маски 10°

При угле маски 20° в течение суток имеются достаточно продолжительные интервалы времени, когда в зоне видимости находятся менее 4 НС (рис. 9б). При этом PDOP на значительных интервалах времени превышает значение 6 (рис. 9а). Следовательно, при угле маски 20° навигационно-временные определения невозможно выполнять непрерывно, причем их качество снижается существенно.

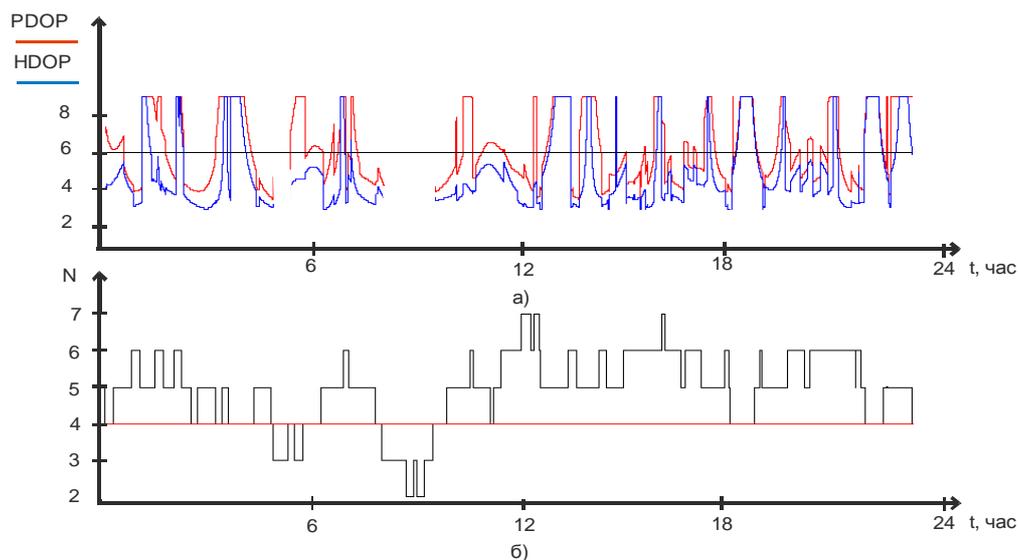


Рис. 9. Результаты исследования: а - суточные значения PDOP и HDOP; б - количество наблюдаемых спутников по результатам моделирования для угла маски 20°

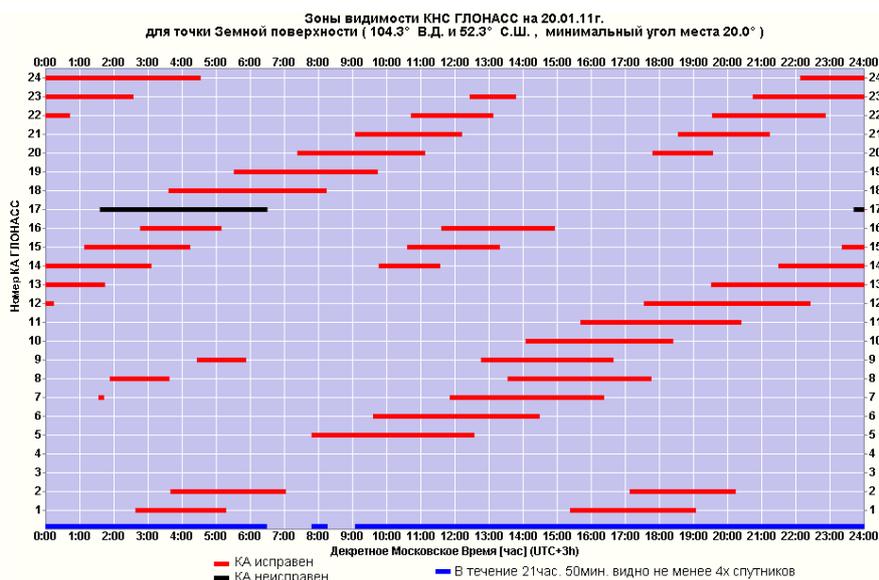


Рис. 10. Результаты расчёта по данным КНС ГЛОНАСС для угла маски 20°

Полученные результаты моделирования совпадают с данными ИАЦ ГЛОНАСС, представленными на рис. 10 (расхождение составляет 10 мин). По этим данным в течение 2 ч 10 мин наблюдается менее четырёх спутников в заданной точке пространства.

Полученные результаты показывают, что для формирования рекомендаций по выбору оптимального значения угла маски необходимо учитывать его влияние на изменение геометрии навигационного сеанса и характеристик рабочего созвездия. Это обусловлено тем, что увеличение угла места приводит к уменьшению числа видимых НС и ухудшению геометрического фактора, что не позволяет проводить навигационно-временные определения с заданным качеством.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС/ под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. - М.: ИПРЖР, 1998.

2. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др. / под ред. В.С. Шебшаевича. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Радио и связь, 1993.
3. **Скрыпник О.Н.** Бортовые приемоиндикаторы спутниковых радионавигационных систем: учеб. пособие. - Иркутск: ИВАИИ, 1999.
4. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС / Интерфейсный контрольный документ. Редакция 5.1. - М.: КНИЦ, 2008.
5. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения ЦНИИмаш. -E-mail: glonass-ianc@mcc.rsa.ru.
6. **Горбачев О.А., Иванов В.Б., Рябков П.В., Хазанов Д.В.** Статистика фазовых сбоев сигналов GPS по измерениям на одночастотных приемниках // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. - 2010.

RESEARCH OF PARAMETERS OF WORKING CONSTELLATION GLONASS ON THE BASIS OF MODELING OF ORBITAL GROUPING

O.N. Skrypnik, V.V. Erokhin

The mathematical model of movement of companions of orbital grouping SNS GLONASS according to the system almanac is developed. Influence of a corner of a mask on value of the geometrical factor of system is investigated.

Key words: model, traffic, satellites.

Сведения об авторах

Скрыпник Олег Николаевич, 1959 г.р., окончил Киевское ВВАИУ (1981), доктор технических наук, профессор, заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА по учебной и научной работе, автор 58 научных работ, область научных интересов - статистическая радионавигация, системы комплексной обработки радионавигационной информации.

Ерохин Вячеслав Владимирович, 1975 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1998), доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 38 научных работ, область научных интересов - спутниковая навигация, системы комплексной обработки радионавигационной информации.

УДК 621.396.96

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДЕЛИ КОРРЕКЦИИ ИОНОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ GEMTEC ДЛЯ СИСТЕМ GPS/ГЛОНАСС

О.А. ГОРБАЧЁВ, В.Б. ИВАНОВ, Е.Е. НЕЧАЕВ

В статье на основе решения навигационной задачи проведено сравнение эффективности разработанной авторами модели GEMTEC, предназначенной для коррекции ионосферной погрешности спутниковых навигационных систем (СНС) GPS/ГЛОНАСС, с официально рекомендованной для СНС GPS моделью Клобучара.

Ключевые слова: навигация, коррекция, ионосферная погрешность.

Введение

Согласно концепции ICAO CNS/ATM спутниковые навигационные системы являются основной подсистем навигации и наблюдения в системе УВД [1]. Эффективность функционирования этих подсистем зависит от точности позиционирования, обеспечиваемой СНС, причем известно, что действующие СНС GPS и ГЛОНАСС не обеспечивают требуемую точность позиционирования ВС при навигационном обеспечении категорированной посадки [2; 3].

Основной причиной недостаточной точности СНС является ионосферная погрешность, прямо пропорциональная так называемому полному электронному содержанию (ПЭС) - количеству электронов в столбе единичного сечения, соединяющем навигационный спутник и приемник. ПЭС имеет нерегулярные вариации, амплитуда которых возрастает в периоды ионосферных возмущений и регулярные вариации, которые могут быть скорректированы с помощью модели. В работе [4] представлена эмпирическая модель ПЭС GEMTEC, разработанная в Иркутском филиале МГТУ ГА, которая позволяет производить эффективную коррекцию ионосферной погрешности СНС GPS/ГЛОНАСС при меньшем числе входных параметров, чем у официально рекомендованной для СНС GPS модели Клобучара.

В этой связи актуальной задачей является корректное сравнение модели GEMTEC с экспериментальными измерениями ПЭС, а также с используемой в системе GPS (а по умолчанию и в ГЛОНАСС) моделью Клобучара с точки зрения эффективности коррекции ионосферной погрешности СНС.

Данная задача является важной для ГА, так как ионосферная погрешность является главным фактором, снижающим эффективность навигационного обеспечения ВС ГА в режиме категорированной посадки при использовании СНС в качестве основного средства навигации.

Методика тестирования модели GEMTEC

В настоящий момент модель ионосферной коррекции GEMTEC доведена до состояния, позволяющего провести её полномасштабное тестирование. Методика тестирования состояла из двух этапов. На первом этапе сопоставлялись значения вертикальных ПЭС, рассчитанных по модели GEMTEC, с данными из карт ПЭС от центра обработки GPS-информации CODE (Centre for Orbit Determination in Europe, Astronomical Institute, University of Berne, Switzerland) [5], которые в дальнейшем будем условно называть экспериментальными. Анализировался 12-летний период с 1998 по 2010 год. В каждом году выбиралось 4 дня (весеннее и осеннее равноденствие, летнее и зимнее солнцестояние). Для каждого дня в момент времени 04 UT и 4 значений долгот (0, 90, 180 и 270 градусов) рассчитывались широтные ходы ПЭС от 70 градусов северной широты до 50 градусов южной широты с шагом по широте, равным 10 градусам. Таким образом, обрабатывался массив из 2496 пар измеренных и модельных числовых значений. Такая

выборка является репрезентативной вследствие достаточно большого объема и случайного характера отбора её элементов.

В целом модель GEMTEC дает средний модуль относительной ошибки вертикального ПЭС по отклонению от карт [5], равный 19,6%. Эта оценка полезна для сопоставления со средней относительной ошибкой по модели Клобучара, которая составляет примерно 50% [6]. Все дальнейшие сравнения удобно делать в единицах TECU (Total Electron Content Unit, $1 \text{ TECU} = 10^{10} \text{ см}^{-2}$), так как для частоты L1 значение ПЭС, равное 6 TECU, примерно соответствует 1 метру поправки к псевдодальности. Средняя абсолютная ошибка модели GEMTEC составляет величину 4 TECU, что составляет около 0,65 м в пересчете на ошибку дальности. При представлении в терминах среднеквадратичного отклонения (СКО) разности модельных и экспериментальных ПЭС ошибка равна 6,2 TECU. Последнее значение целесообразно сопоставить со специфическим «среднеквадратичным отклонением от нуля» для собственно экспериментальных ПЭС, которое составляет 28,8 TECU [5].

Наибольший вклад в относительную ошибку дают тесты для малых ПЭС, соответствующих ночным условиям и низкой солнечной активности. В этой связи весь массив тестов был разделен на условно малые ПЭС, меньшие 15 TECU, и условно большие ПЭС, больше 15 TECU. В нижнем диапазоне относительная ошибка довольно велика - 27%, но абсолютная ошибка, которая, собственно, и имеет практическое значение, составляет 2 TECU (около 0,3 м). СКО ошибки равно 2,7 TECU. В верхнем диапазоне относительная ошибка равна 18%, абсолютная – 6,3 TECU (около 0,9 м) с СКО, равным 8,4 TECU.

Для более строгого представления качества коррекции ионосферной ошибки моделью GEMTEC результаты тестирования анализировались на основе распределения вероятностей ошибок. На рис. 1 представлены гистограммы частот появления ошибки со знаком (а) и абсолютной ошибки (b).

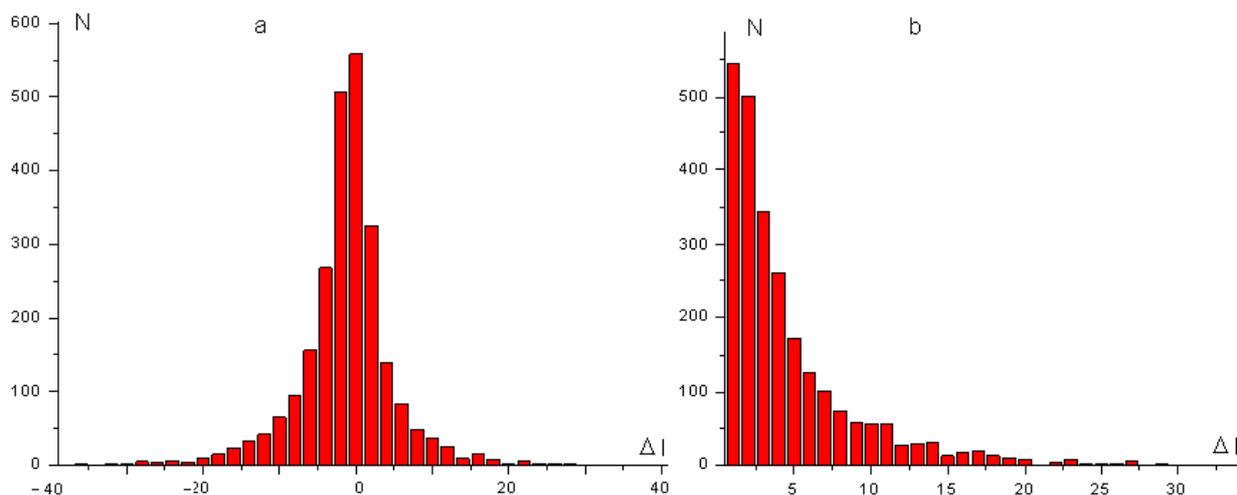


Рис. 1. Распределение ошибок моделирования ПЭС по величине отклонения от экспериментальных значений с учетом знака - а и по абсолютной величине - б

Здесь по горизонтальной оси отложены значения ошибки ΔI в единицах TECU. По вертикальной оси N – количество тестов, попавших в соответствующий диапазон шириной 1 TECU, то есть величина, пропорциональная вероятности данного значения ошибки. Первая гистограмма свидетельствует о том, что остаточная (после коррекции) ошибка распределена по закону, близкому к нормальному с близким к нулю средним. Из анализа второй гистограммы следует важная оценка: *модель GEMTEC с вероятностью 0,95 дает остаточное абсолютное значение ионосферной погрешности, не превышающее 13 TECU, что в пересчете на дальность состав-*

ляет величину около 2,1 м. Следует отметить, что по данным производителей одночастотных приемников некорректированная ионосферная ошибка по уровню вероятности 0,95 лежит в пределах до 63 TECU (около 10,3 м). Таким образом, по результатам первого этапа тестирования можно констатировать, что модель GEMTEC обеспечивает пятикратное уменьшение ионосферной погрешности СНС.

Модель GEMTEC следует рассматривать прежде всего как альтернативу к рекомендованной для использования в системе GPS модели Клобучара. Поэтому на втором этапе тестирования произведено сравнение эффективности коррекции ионосферной погрешности СНС двумя моделями. Для этого формировался набор RINEX-файлов для ряда базовых станций GPS, входящих в сеть International GNSS Service (IGS). В соответствии с методикой, представленной в [7], выполнялось решение навигационной задачи в одночастотном режиме по дальномерному коду С1. Навигационная задача решалась в трех вариантах: без коррекции ионосферного запаздывания сигналов, с коррекцией запаздывания на основе модели Клобучара и с коррекцией по модели GEMTEC. Во всех вариантах применялась коррекция тропосферной задержки на основе простейшей модели тропосферы. Далее анализировались статистические характеристики ошибок позиционирования как разностей истинных координат антенн станций и координат, рассчитанных в ходе решения навигационной задачи.

Для тестирования были выбраны 12 станций сети IGS, расположенных на всех континентах в секторе от средних северных широт до средних южных широт. Локализация станций представлена в табл. 1.

Таблица 1

Локализация используемых станций сети IGS

Название	Местонахождение	Широта, град.	Долгота, град.	Высота над уровнем моря, м
WSRT	Нидерланды	52.9	6.6	86
HARB	ЮАР	-25.9	27.7	1555
TLSE	Франция	43.6	1.5	212
SCH2	Канада	54.8	293.2	498
KOUR	Французская Гвиана	5.3	307.2	-26
HNPT	США	38.6	293.9	-27
SANT	Чили	-33.1	289.3	723
BJFS	КНР	39.6	115.9	87
KARR	Австралия	-21.0	117.1	109
PIMO	Филиппины	14.6	121.1	96
NKLG	Габон	0.4	9.7	31
LPGS	Аргентина	-34.9	302.1	30

При расчетах использовались данные за 2001, 2003, 2005, 2007 и 2009 годы, охватывающие диапазон значений солнечной активности от максимума до минимума. В каждом из выбранных годов выбирались трое суток: 4 марта, 4 июня и 4 декабря, соответствующие весеннему, летнему и зимнему сезонам. В каждом сутках расчеты проводились для 3 единичных эпох в утреннее или вечернее, ночное и дневное время. Таким образом, после исключения потерянных или непригодных наборов данных, общий размер использованных данных составил 498 выборок. Для расчетов по модели Клобучара в качестве входных параметров использовались наборы известных коэффициентов α и β [7], взятых из архива альманахов системы GPS. Входным параметром модели GEMTEC является индекс солнечной активности $F_{10.7}$ [4], значения которого доступны в сети Интернет (например [8]).

Модель GEMTEC применялась в пяти модификациях в соответствии с пятью наборами исходных данных в виде карт TEC. Для последнего цикла солнечной активности эти карты представлены IONEX-файлами от центров CODE (Centre for Orbit Determination in Europe, Astronomical Institute, University of Berne, Switzerland), ESA (European Space Agency), JPL (Jet - Propulsion Laboratory), UPC (Technical University of Catalonia) и комбинированных карт IGS по обозначениям, принятым в International GNSS Service. Сразу объявим, что наилучшие по точности позиционирования результаты были достигнуты при использовании исходных данных от центров CODE и ESA (с небольшим преимуществом у CODE). Использование модификаций модели с наборами исходных данных от остальных центров дает заметно худшие результаты. В частности, можно утверждать, что данные по ПЭС, представленные в картах от центра JPL, явно завышены. Представленные далее результаты тестирования относятся к модификации модели GEMTEC с набором исходных данных от центра CODE.

Важно подчеркнуть, что расчеты координат объектов, применяемые для данного тестирования, не в полной мере моделируют работу настоящих навигационных приемников по следующим причинам, которые далее будут обсуждены:

1. Каждый расчет проводился только для одной эпохи так, что сглаживание путем усреднения во времени не реализовано.
2. Не применялись никакие RAIM-подобные алгоритмы для исключения заведомо непригодных данных.
3. Не применялась никакая фильтрация (по Калману, по уровню сигнал/шум, по углам возвышения спутников и прочее).

Сразу отметим, что коррекция ионосферной погрешности СНС с применением обеих моделей практически не влияет на точность определения горизонтальных координат. Средняя по всем проведенным расчетам абсолютная горизонтальная ошибка составляет величину около 2,8 м. Ионосферное и тропосферное запаздывание сигналов существенно влияет только на определение вертикальной координаты объекта, что имеет определяющее значение для civil aviation при категорированной посадке aircraft (ICAO, 1994). По этой причине все представленные далее результаты относятся к вертикальной координате объекта.

В представленном исследовании средняя ошибка по высоте без использования ионосферной коррекции составляет величину 5,2 м. Здесь и далее речь идет об ошибке со знаком. Таким образом, в отсутствие ионосферной коррекции рассчитанная средняя высота антенны станции превышает истинную высоту на 5,2 м.

Ионосферная коррекция с применением модели Клубучара дает среднюю ошибку высоты, равную – 1,7 м. Отрицательное значение ошибки свидетельствует о том, что модель Клубучара в среднем дает завышенные значения ПЭС.

Ионосферная коррекция с применением модели GEMTEC с исходными данными от центра CODE дает среднюю ошибку высоты, равную -0,9 м. Как видим, также имеется завышение значений ПЭС, хотя и существенно меньшее, чем у модели Клубучара.

При практическом использовании модели GEMTEC для ионосферной коррекции можно предложить введение масштабного множителя для генерируемых моделью значений ПЭС. Так использование масштабного множителя, равного 0,85, в среднем практически полностью удаляет систематическую ошибку позиционирования по высоте. Подобную несложную процедуру можно применять и для модели Клубучара, что значительно повысит эффективность ионосферной коррекции с её помощью.

На рис. 2 представлены распределения частот появления ошибок вертикального позиционирования. По вертикальной оси отложено количество ошибок N , попавших в соответствующий интервал шириной 1 м. По горизонтальной оси нанесены центры этих интервалов.

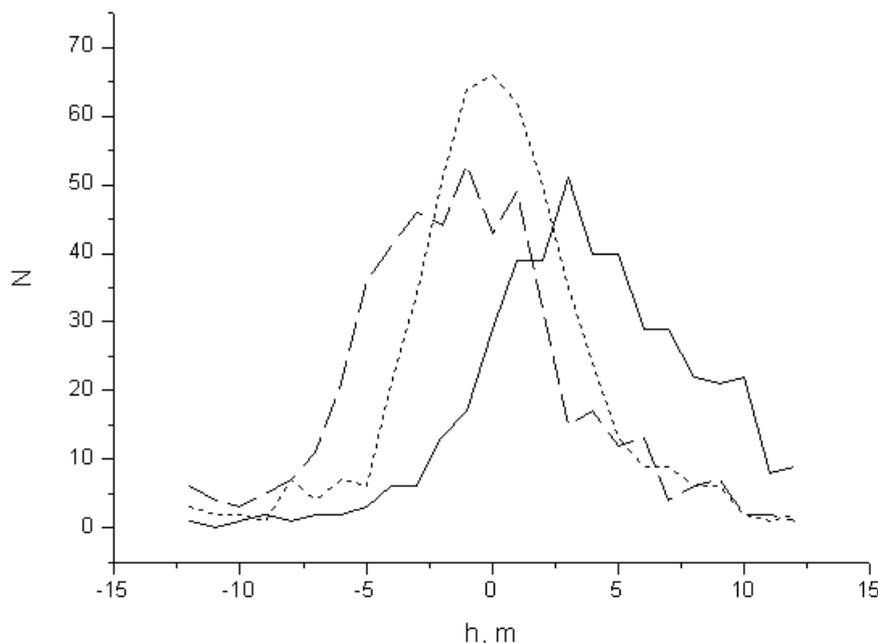


Рис. 2. Распределение ошибок вертикального позиционирования: сплошная линия – без ионосферной коррекции; пунктирная линия – с коррекцией по модели Клобучара; точечная линия – с коррекцией по модели GEMTEC

Из рис. 2 можно видеть, что дисперсии всех трех распределений весьма велики. Здесь следует напомнить о перечисленных выше трех отличиях представленных расчетов от возможных реализаций в реальных навигационных приемниках. Очевидно, что использование указанных усреднений и фильтраций должно привести к очень существенному уменьшению дисперсий распределений. Однако следует подчеркнуть, что никакие аппаратные или программные средства, кроме использования моделей типа GEMTEC, не могут устранить систематической ошибки ионосферного запаздывания в одночастотном режиме работы СНС.

Заключение

Предлагаемая модель коррекции ионосферной погрешности GEMTEC в первую очередь представляет интерес для специалистов, решающих задачи, в которых важно точное определение высоты объекта – для гражданской авиации это прежде всего категорированный заход ВС на посадку. Однако уменьшение ошибок позиционирования может быть заметным и в горизонтальной плоскости в случае, если обзор неба для потребителя навигационной информации закрыт с одной стороны.

Практическое использование модели GEMTEC как альтернативы модели Клобучара целесообразно по двум причинам:

1. Усредненная остаточная ионосферная погрешность модели GEMTEC значительно меньше, чем у модели Клобучара.
2. При использовании модели Клобучара в других СНС (например, в СНС ГЛОНАСС) необходимо принимать навигационные сообщения СНС GPS, содержащие входные параметры модели, что проблематично с точки зрения надежности функционирования системы.

Разумеется, модель GEMTEC также нуждается во входном параметре – текущем индексе солнечной активности $F_{10.7}$ [4]. Однако получение этого общедоступного параметра не представляет принципиальных трудностей, так как его можно либо передавать в режиме реального времени в навигационном сообщении той СНС, которая использует модель, либо использовать его значение из широко распространенных прогностических моделей солнечной активности.

Таким образом, модель GEMTEC можно в первую очередь рекомендовать для коррекции ионосферной погрешности СНС ГЛОНАСС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Крыжановский Г.А.** Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации. - М.: ИКЦ Академкнига, 2003.
2. Российский радионавигационный план // НТЦ «Интернавигация», версия 2. - М., 1997.
3. Руководство по требуемым навигационным характеристикам (RNP). Doc 9613-AN/937, ICAO, 1994.
4. **Былинин К.Е., Горбачёв О.А., Иванов В.Б., Гефан Г.Д.** Глобальная эмпирическая модель коррекции ионосферной погрешности спутниковых навигационных систем // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 171(9), 150.
5. **Feltens, J.** The International GPS Service (IGS) Ionosphere Working Group. Advances in Space Research, v.31, 635-644, 2003.
6. **Klobuchar J.A.** Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users // IEEE Transactions on Aerospace and Electronics System, v.23, № 3, 1986.
7. Interface Control Document GPS – ICD-GPS-200C-002, 1997.
8. www.qrz.ru/solar/

EFFICIENCY ESTIMATE OF A CORRECTION MODEL OF THE IONOSPHERIC DELAY GEMTEC FOR GPS/GLONASS SYSTEMS

Gorbachev O.A., Ivanov V.B., Nechaev E.E.

Upon solving a navigation problem efficiency of the developed by the authors GEMTEC model designed to correct the ionospheric delay of GPS/GLONASS satellite navigation systems is compared to Klobuchar's model which is officially recommended for GPS satellite navigation systems.

Key words: navigation, correction, ionospheric error.

Сведения об авторах

Горбачёв Олег Анатольевич, 1959 г.р., окончил ИГУ (1982), доктор технических наук, доцент, директор Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 46 научных работ, область научных интересов – радиофизика, спутниковые системы навигации.

Иванов Всеволод Борисович, 1948 г.р., окончил ИГУ (1972), доктор физико-математических наук, профессор кафедры радиофизики ИГУ, автор 90 научных работ, область научных интересов – радиофизика.

Нечаев Евгений Евгеньевич, 1952 г.р., окончил НГТУ (1974), доктор технических наук, профессор, проректор МГТУ ГА, заведующий кафедрой управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов – антенные измерения, техника СВЧ, использование спутниковых технологий при ОрВД.

УДК 621.396.96

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ В УСЛОВИЯХ НЕДОСТАТОЧНОГО КОЛИЧЕСТВА СПУТНИКОВ РАБОЧЕГО СОЗВЕЗДИЯ GPS

О.Н. СКРЫПНИК, Т.Л. СОЛОВЬЕВА

На основе данных натурного эксперимента и результатов, полученных математическим моделированием, исследована точность навигационных определений при работе по неполному созвездию спутников GPS. Рассматриваются особенности решения навигационной задачи в этих условиях приемником GPS и комплексной системой навигации, реализующей алгоритм расширенного фильтра Калмана. Определены условия, обеспечивающие высокую точность оценки координат.

Ключевые слова: моделирование, навигация, высокая точность.

В условиях повышения плотности и интенсивности воздушного движения возрастают требования к точности навигационного обеспечения различных этапов полета воздушных судов (ВС). Решение данной проблемы обеспечивается внедрением системы автоматического зависящего наблюдения (АЗН), базирующейся на широком использовании спутниковых систем навигации (СН) типа GPS и ГЛОНАСС [1].

Однако практика использования СН показывает их недостаточную целостность, подверженность сбоям в приеме сигналов, а также возможность затенения сигналов спутников в условиях полетов в горной местности, что делает проблематичной работу по созвездию спутников необходимого состава и конфигурации и соответственно решение навигационной задачи с требуемым качеством.

С целью оценки влияния данных факторов на работу приемника GPS был проведен натурный эксперимент с авиационным приемником GARMIN GPS Pilot III, который располагался в точке с координатами $52^{\circ}16'32.8''$ с.ш., $104^{\circ}17'22.2''$ в.д. При этом имело место затенение принимаемых сигналов близко расположенными зданиями. Наблюдения проводились на интервале времени 2 часа (с 4.30 до 6.30 московского времени) с дискретностью 1 минуты в период с 26.11.2011 г. по 5.12.2011 г. На основе полученных измерений путем статистической обработки были получены оценки точности определения горизонтальных координат и высоты, а также значения геометрического фактора при решении навигационной задачи приемником. Результаты экспериментов представлены на рис. 1-4.

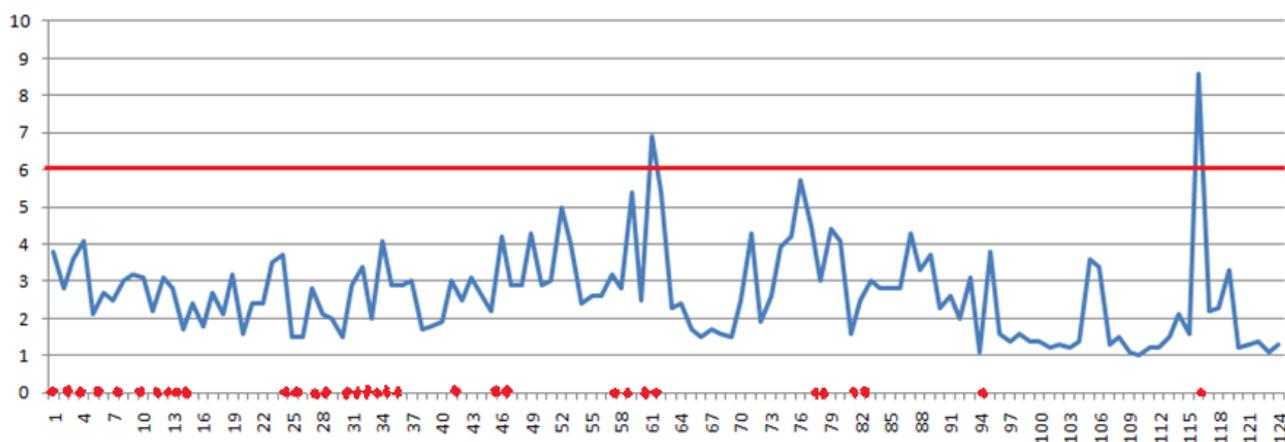


Рис. 1. Изменение геометрического фактора на интервале наблюдения



Рис. 2. Изменение ошибки измерения высоты

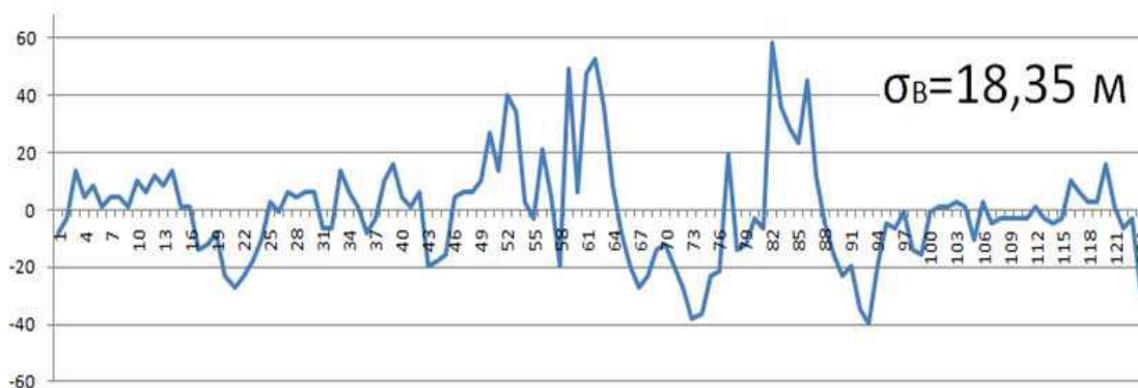


Рис. 3. Изменение ошибки измерения широты

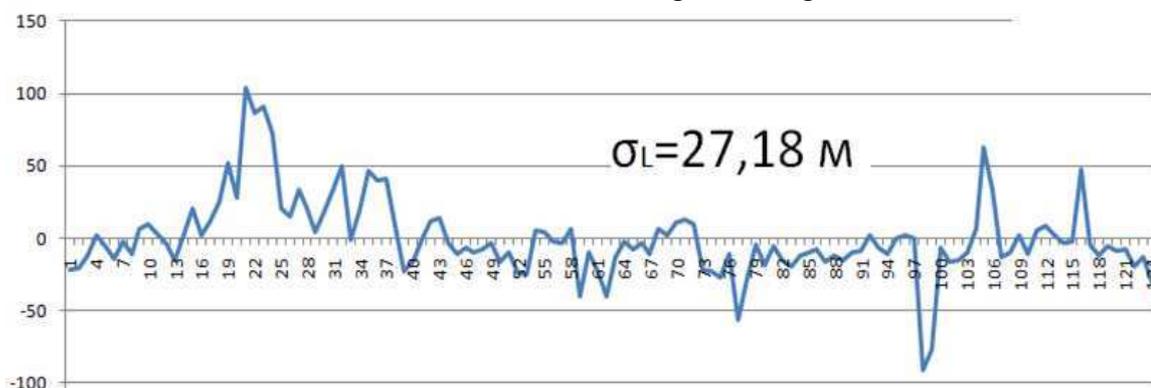


Рис. 4. Изменение ошибки измерения долготы

Как следует из полученных результатов, в условиях затенения принимаемых от спутников сигналов наблюдаются интервалы времени, когда геометрический фактор системы значительно ухудшается, а мгновенные значения ошибок определения координат даже для неподвижного объекта составляют десятки и даже более 100 метров. При этом на рассматриваемом интервале времени среднеквадратические ошибки определения широты и долготы составили соответственно 18,35 м и 27,18 м, высоты - 33,76 м.

Естественно предположить, что для динамического объекта ошибки позиционирования существенно увеличатся. Кроме этого, при проведении эксперимента имели место моменты времени, когда наблюдаемых спутников оказывалось недостаточно (2 или 3) для решения навигационной

задачи в трехмерном пространстве. Такие моменты времени помечены точками на шкале времени рис. 1.

Известным и реализуемым на самолетах нового поколения способом повышения точности и надежности навигационного обеспечения является создание интегрированных бортовых комплексов оборудования, эффективность которых определяется как степенью совершенства комплексируемых измерителей и систем, так и возможностями алгоритмического обеспечения процессов обработки информации [2].

В системе АЗН предусматривается использование линии передачи данных (ЛПД) ОВЧ диапазона для обмена координатной информацией между объектами системы управления воздушным движением (УВД) по каналам «воздух-воздух» и «воздух-земля» [3]. Организация работы ЛПД в режиме многостанционного доступа с временным разделением каналов на основе единой шкалы времени позволит одновременно с осуществлением информационного обмена измерять дальности между взаимодействующими объектами (ВС, наземными пунктами, оборудованными терминалами ЛПД) беззапросным псевдодальномерным методом. Взаимодействующие в сети ЛПД объекты при определенных условиях [4] могут выполнять функции навигационных опорных точек (НОТ) в выбранной системе координат. Таким образом, ЛПД может выполнять функции системы ближней (локальной) навигации, что при соответствующей обработке информации позволит повысить как точность, так и надежность навигационных определений в системе АЗН.

Объекты системы УВД, оборудованные терминалами ЛПД, создают собственное навигационно-временное поле, в котором сами являются источниками навигационной информации, поскольку каждый из них передает по каналу обмена данными информацию о своих координатах, и до каждого из них может быть измерена дальность на определяющемся ВС. Отличие поля, создаваемого сетью терминалов ЛПД от поля, создаваемого системами ближней навигации, состоит в возможности его создания над любой областью земной поверхности, а также в его подвижности.

Непрерывное и надежное обеспечение ВС навигационной информацией от терминала ЛПД возможно лишь при наличии достаточного количества взаимодействующих объектов системы и видимых наземных, геодезически привязанных НОТ. В реальных условиях организации воздушного движения данное требование не всегда может выполняться. Поэтому для достижения заданной точности и непрерывности НВО необходимо комплексное использование навигационной информации, получаемой от взаимодействующих объектов сети ЛПД и навигационных систем ВС, входящих в состав интегрированного комплекса бортового оборудования, прежде всего инерциальной навигационной системы (ИНС) и приемника ССН.

ИНС обеспечивает поддержку ССН в интересах повышения помехозащищенности каналов слежения приемников и обеспечения непрерывности навигационных определений при перерывах в использовании ССН, вызванных различными причинами: помехами, маневрированием ВС, затенением сигналов и т.д. При перерывах в работе приемника ССН навигационные определения осуществляются на основе данных ИНС с учетом повышения их точности за счет оценки погрешностей в ходе комплексной обработки информации на этапах работоспособности спутниковой аппаратуры.

Поскольку вертикальному каналу ИНС свойственны значительные погрешности, для получения информации о высоте целесообразно использовать барометрический высотомер.

Интеграция ССН и терминала ЛПД базируется на структурной и информационной избыточности. Основой решения навигационных задач в них является общая для всех объектов шкала времени, используемая для измерения псевдодальностей до источников излучения навигационной информации с известными координатами.

В работе синтезирован алгоритм комплексной оптимальной обработки на основе метода компенсации погрешностей датчиков навигационной информации, использующий объединение измерителей на уровне вторичной обработки информации. В алгоритме использована модель

погрешностей ИНС, осуществляющей счисление в геодезической системе координат. Следует отметить, что реализация полученного алгоритма на программном уровне возможна в навигационном процессоре ЛПД или в бортовой вычислительной системе.

Путем имитационного математического моделирования были получены характеристики потенциальной точности оценки координат синтезированным алгоритмом для различных условий функционирования комплексируемых измерителей и взаимодействия объектов системы АЗН.

Рассмотрим ситуацию, когда три ВС, оборудованные однотипными системами, выполняют полет на одной высоте с одинаковыми (рис. 5) и различными (рис. 6) скоростями и курсами при полной потере работоспособности ССН. При этом комплексная обработка информации производится на основе данных ИНС/БВ и ЛПД, а оценка местоположения каждого из ВС основывается на взаимных измерениях псевдодальностей и обмене данными об их геодезических координатах. В качестве характеристики точности использовалась максимальная погрешность 2σ , ошибки оценки местоположения ВС.

Результаты исследований показывают, что погрешность определения местоположения ВС составляет не лучше 245-300 м в зависимости от их взаимного положения (кривые 1, 2, 3 на рис. 5 соответствуют номерам ВС). Изменение курса одного из ВС приводит к уменьшению погрешности определения местоположения до 180-250 м (рис. 6) на интервале оценивания до 6-8 мин, что в 1,8-2 раза лучше точности, обеспечиваемой ИНС. На длительных интервалах оценивания погрешность оценки координат ВС определяется нарастанием ошибок счисления ИНС и смещением шкал времени терминалов ЛПД.

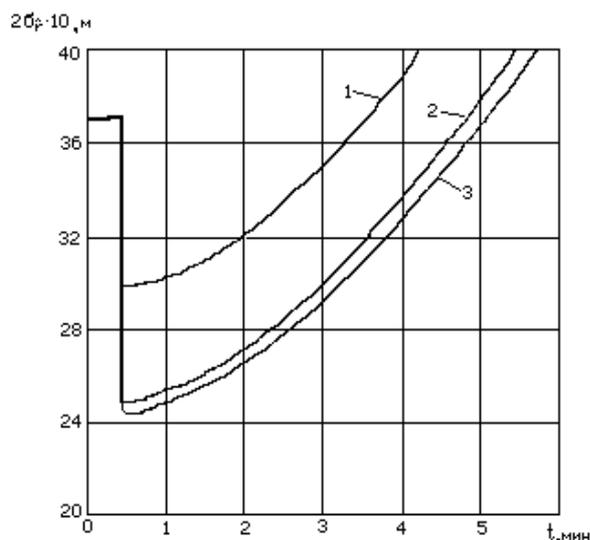


Рис. 5. Точность оценки местоположения при взаимодействии трех ВС, выполняющих полет с одинаковыми скоростями и курсами

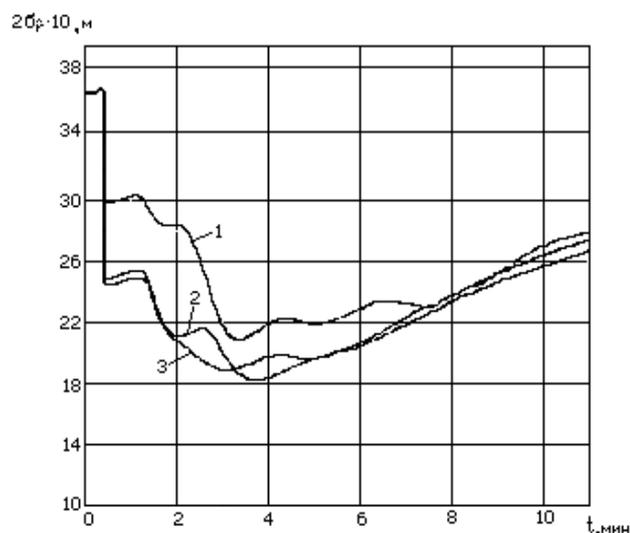


Рис. 6. Точность оценки местоположения при взаимодействии трех ВС, выполняющих полет с различными скоростями и курсами

Таким образом, комплексирование ИНС/БВ с терминалом ЛПД при взаимодействии ВС в системе АЗН позволяет повысить точность определения местоположения по сравнению с точностью, обеспечиваемой ИНС. При этом точность оценки местоположения зависит от количества и расположения взаимодействующих ВС, точности их систем счисления и точности измерения взаимных дальностей. При взаимодействии трех ВС применение синтезированного оптимального алгоритма дает выигрыш в точности определения местоположения не более чем в 2 раза по сравнению с точностью ИНС определяющегося ВС, причем это достигается при полете взаимодействующих ВС с различными курсами или скоростями. Очевидно, что такая точность недостаточна для решения таких навигационных задач, как полет в зоне аэродрома, заход на посадку и посадка на длительных интервалах оценивания.

Рассмотрим случай, когда сигналы от навигационных спутников (НС) доступны. При этом на вход навигационного фильтра определяющегося ВС поступают измерения псевдодальностей до наблюдаемых НС и взаимодействующих ВС, выполняющих функции НОТ.

При работе только по НС (отсутствуют взаимодействующие ВС) точность оценки местоположения ВС определяется прежде всего числом спутников рабочего созвездия, которое может быть меньшим номинального. Как видно из приведенных на рис. 7 результатов, при работе по четырем (полное рабочее созвездие) (кривая 1) и трем НС (кривая 2) точность оценки местоположения ВС составляет 2-7 м в условиях благоприятного геометрического фактора. При наличии в рабочем созвездии двух или одного НС (кривые 3 и 4 соответственно) точность оценки местоположения значительно снижается и составляет сотни метров.

Таким образом, требования по точности оценки координат ВС, соответствующие зоне аэродрома и заходу на посадку, обеспечиваются комплексом при работе не менее чем по трем НС. При работе по 4 НС обеспечивается достаточная для категорированной посадки точность оценки горизонтальных координат.

На рис. 8 представлены результаты исследования точности оценки местоположения при комплексной обработке информации от ССН и терминалов ЛПД для различного количества взаимодействующих ВС, выполняющих полет с одинаковыми скоростями и курсами. При этом исследовалась точность комплекса в неблагоприятных условиях, т.е. когда в зоне видимости ВС находится менее 3-х НС.

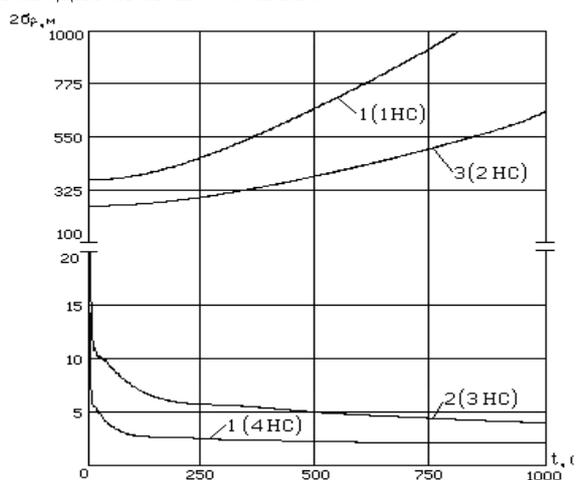


Рис. 7. Точность оценки местоположения при работе по различному числу НС

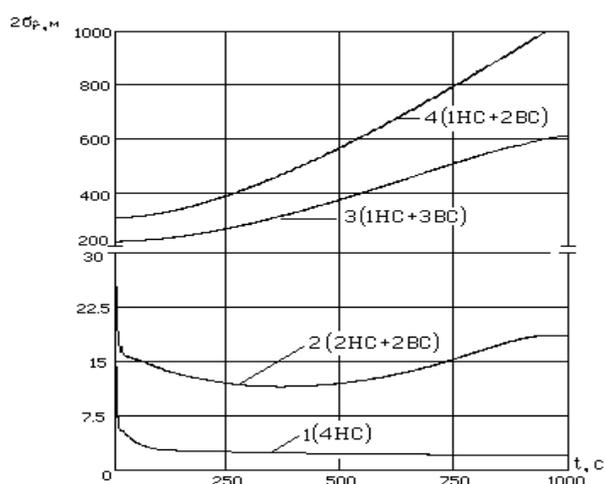


Рис. 8. Точность оценки местоположения при разном числе взаимодействующих ВС

Для двух взаимодействующих ВС при работе по двум НС (кривая 2) точность оценки местоположения каждого из них близка к точности, обеспечиваемой при работе по полному рабочему созвездию НС (кривая 1) и составляет 10–20 м. При работе по одному НС (кривая 4) точность значительно снижается и составляет сотни метров. При увеличении числа взаимодействующих ВС до трех при одном наблюдаемом НС (кривая 3) точность оценки местоположения повышается незначительно.

Таким образом, включение в процесс комплексной обработки информации о взаимных дальностях между объектами сети АЗН, поступающей от терминалов линии передачи данных, позволяет существенно повысить точность оценки координат ВС, а также повысить эффективность функционирования системы АЗН при сбоях спутниковой системы навигации. Для этого необходимо располагать не менее чем 4-мя НОТ, из которых 2 – навигационные спутники, причем изменение взаимного положения объектов системы АЗН в процессе навигационного сеанса оказывает влияние на точность оценки координат ВС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Крыжановский Г.А.** Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации. - М.: Академкнига, 2003.
2. **Лукин В.Н., Мищенко И.Н., Молочко С.В.** Основные направления создания интегрированной авиационной бортовой радиоэлектронной аппаратуры систем связи, навигации и опознавания в США // Зарубежная радиоэлектроника. – 1987. - № 8.
3. Автоматическое зависимое наблюдение - радиовещательное (АЗН-В) на базе УКВ-линии передачи данных // Информационный документ. Версия 2.0. - М.: ГосНИИ Аэронавигации: ГосНИИ авиационных систем. - 1998.
4. **Скрыпник О.Н., Ерохин В.В.** Возможности использования воздушных судов как источников навигационной информации в локальном навигационно-временном поле // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2008. - № 136(12).

INCREASE OF ACCURACY OF NAVIGATIONAL DETERMINATIONS WITH INSUFFICIENT NUMBER OF SATELLITES IN THE GPS OPERATIONAL CONSTELLATION**Skrypnik O.N., Solovyova T.L.**

Accuracy of navigational determinations when working with incomplete constellation of GPS satellites is investigated on the base of full-scale experiment data and results of mathematical modeling. Peculiarities of solving a navigation problem under such conditions by a GPS receiver and a complex navigation system implementing the algorithm of Kalman advanced filter are considered. The conditions providing high accuracy of the coordinate estimation are determined.

Key words: simulation, navigation, precision.

Сведения об авторах

Скрыпник Олег Николаевич, 1959 г.р., окончил Киевское ВВАИУ (1981), доктор технических наук, профессор, заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА по учебной и научной работе, автор 58 научных работ, область научных интересов - статистическая радионавигация, системы комплексной обработки радионавигационной информации.

Соловьева Татьяна Леонидовна, окончила МАИ (1983), Международный Университет в Москве (2004), кандидат технических наук, доцент, автор более 25 научных работ, область научных интересов – информационное и воздушное право, организация воздушного движения.

УДК 629.7.351

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПРИОРИТЕТНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПРИ ВНЕДРЕНИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИЛЁТОМ – ВЫЛЕТОМ В ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ МОСКОВСКОГО АЭРОУЗЛА

Г.Н. ЛЕБЕДЕВ, В.Б. МАЛЫГИН, Е.Е. НЕЧАЕВ, ТИН ПХОН ЧЖО

Предложен метод решения задачи оптимального распределения и расстановки произвольно расположенных в пространстве объектов воздушного движения в очередь на заход с посадкой на примере базовых московских аэродромов.

Ключевые слова: приоритетное обслуживание ВС, расстановка ВС при посадке, управление прилётом-вылетом ВС.

Введение

Существует ряд ситуаций при управлении воздушным движением, в которых летящие произвольным курсом воздушные суда (ВС) должны изменить свой план полета и попасть на новую, заданную линию пути в определенном порядке. К таким случаям относится, в частности, ситуация внезапного изменения условий посадки на различные ВПП по метеорологическим или техническим причинам.

Одной из таких задач является управление группой самолетов, находящихся на этапе подхода к аэродрому назначения, при возникновении необходимости срочного изменения плана полета. Данная задача должна быть решена при обязательном условии сохранения безопасных расстояний между ВС, а значит реконфигурирована для перелета с последующим перестроением в строй для ожидания посадки.

В зависимости от расположения ВС, их сбор в строй выполняется как формирование неупорядоченного множества, отвечающего условиям полета в заданном направлении при ограничениях фактических и прогнозируемых расстояний между ними.

Таким образом, естественно указать в текущий момент времени очередность или приоритет в обслуживании каждого ВС и последовательно вводить их в очередь, проверяя при этом возможность соблюдения гарантированной безопасности полета.

В данной статье этот подход предложено реализовать путем вычисления динамических приоритетов в виде некоторых количественных оценок, учитывающих удаленность воздушного судна от заданной линии пути, ожидаемую его близость к судам, движущимся в очереди, а также от оставшегося запаса топлива. При этом, если очередной приоритет мал, то это означает существование такого риска несоблюдения безопасности совместного движения в очереди, при котором происходит отказ от попытки постановки ВС в очередь, с применением к данному ВС управляющих воздействий по обоснованной задержке.

Задача автоматизации управления оперативным планированием прилета на аэродромы Внуково, Домодедово, Шереметьево, а также организации оптимального и эффективного процесса выпуска воздушных судов с этих трех аэродромов уже сегодня является актуальной. Без решения данной задачи невозможно достичь количественных и качественных показателей, заложенных в Программе развития гражданской авиации в РФ. Основная проблема заключается в несовершенстве структуры воздушного пространства Московского узлового диспетчерского района (МУДР) (рис. 1), которая может существенно меняться с изменением хотя бы одного из 8-ми посадочных курсов базовых аэродромов Внуково (W), Домодедово (D), Шереметьево (Sh).

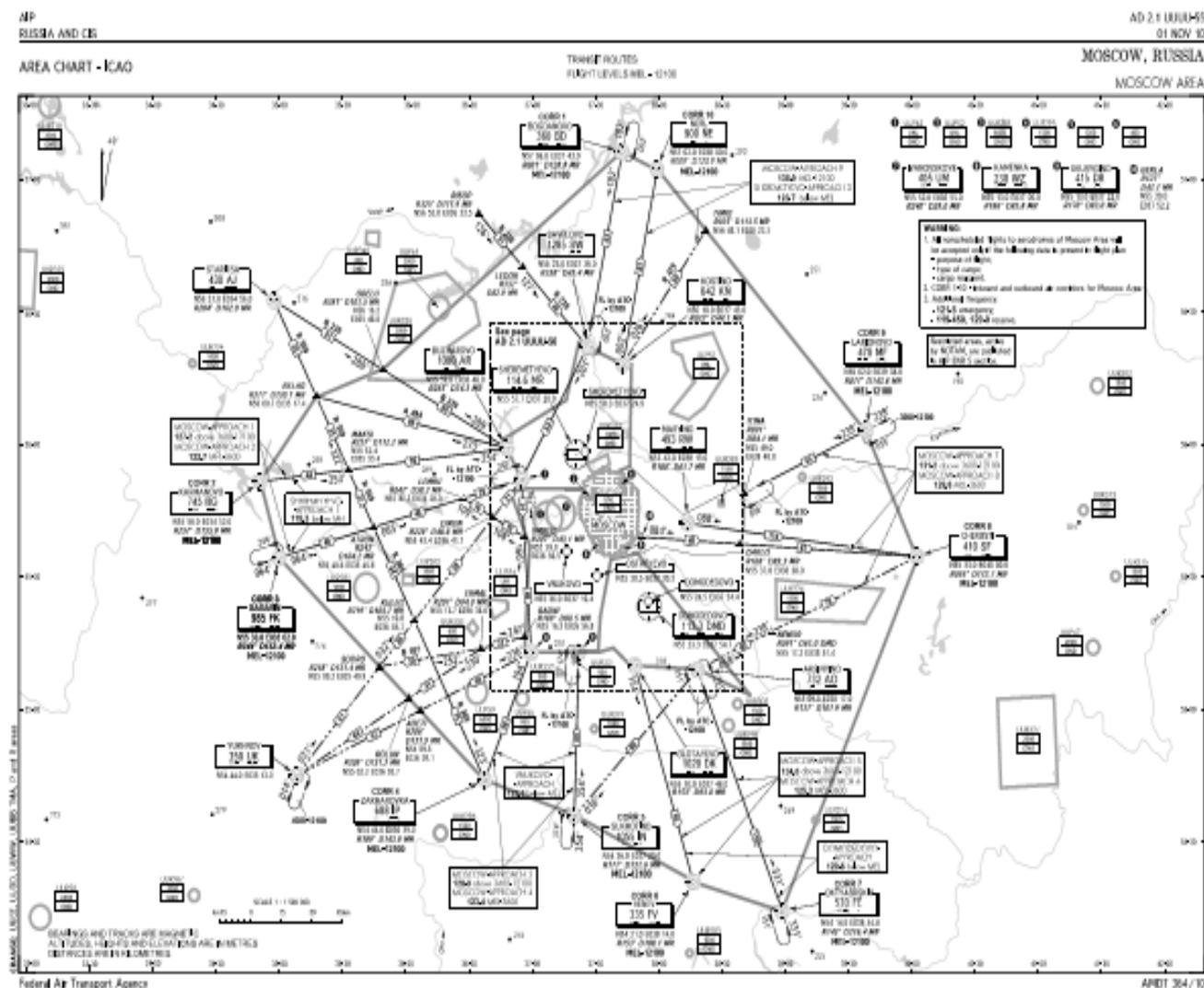


Рис. 1. Московский узловой диспетчерский район (МУДР)

Всего получается 2^4 вариантов структуры воздушного пространства. До недавнего времени иметь 16 вариантов структуры МУДР не представлялось возможным, однако в связи с широким внедрением стандартных маршрутов SID, STAR, зональной навигации, транзитных маршрутов количество вариантов структуры воздушного пространства зашкаливает за разумные пределы и требует формализации. Для каждой конфигурации посадочных курсов трех основных аэродромов МУДР (W/D/Sh) необходимо сформировать собственную, оптимальную по ряду критериев показателей структуру воздушного пространства. Только в этом случае возможно эффективное разведение потоков прилета и вылета, исключение «непредсказуемого векторения», внедрения рекомендованных ИКАО процедур AMAN-DMAN, что позволит существенно увеличить пропускную способность Московского аэроузла без ущерба для безопасности полетов.

Так, для конфигурации посадочных курсов (194/316/065) структура маршрутов вылета и прилета в МУДР (А) представлена на рис. 2.

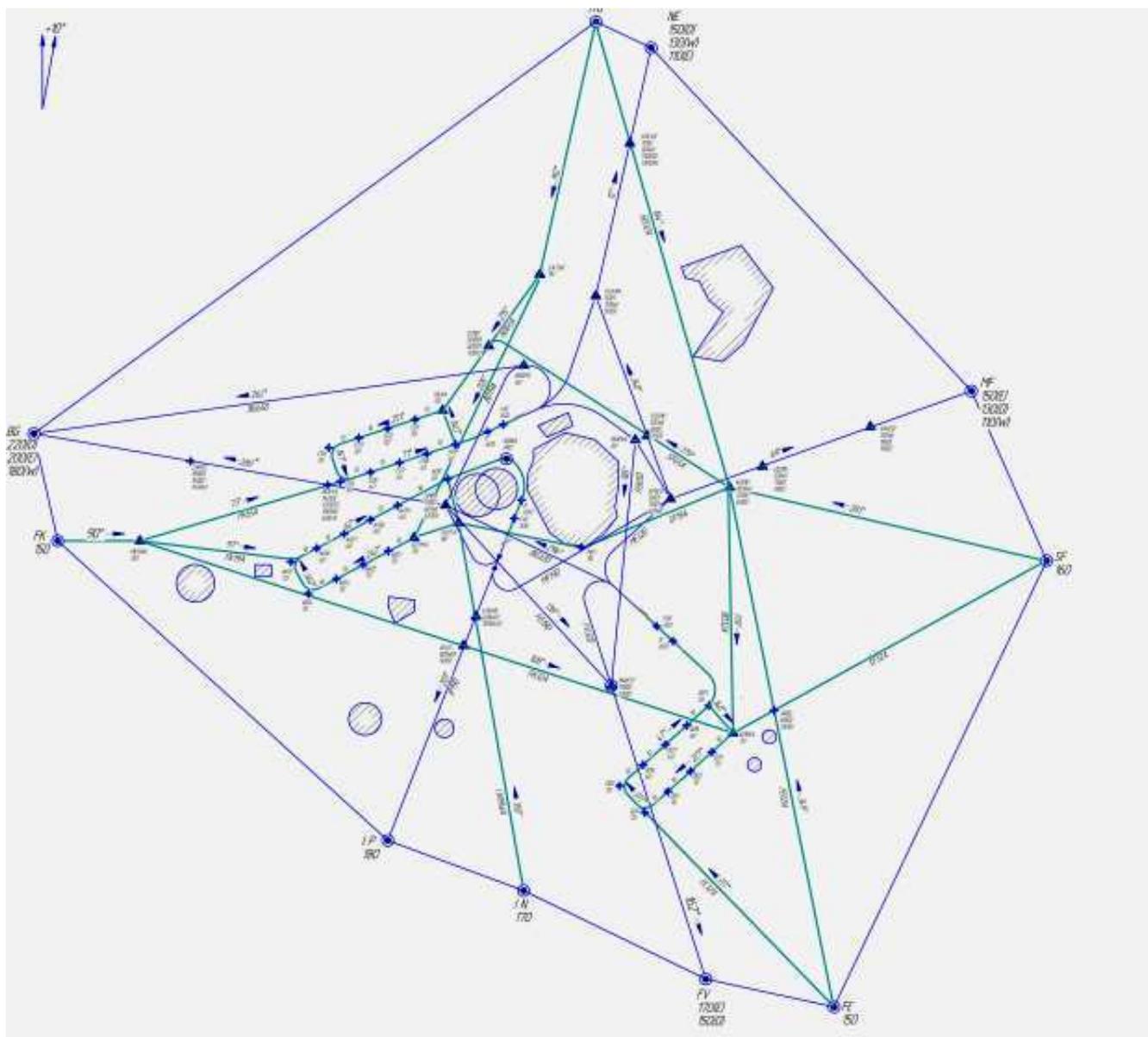


Рис. 2. Организация прилета-вылета для конфигурации посадочных курсов (194/316/065) (А)

Схемы прилета в данном варианте имеют по одному стандартному маршруту (STAR) с каждого из 4-х направлений (Юг, Запад, Север, Восток) по каждому аэродрому и содержат в себе элементы «тонкого» регулирования потока типа «тробон», стандартные схемы вылета (SID) разведены с соответствующими схемами прилета по высотам и географическому расположению.

Задача оптимальной организации потока прилетающих воздушных судов (ВС) сводится к построению очереди со всех направлений на точку P(fap) конкретного аэродрома с условием выдерживания минимального интервала между заходящими на посадку ВС D(min) при соблюдении параметров движения различных типов ВС TTD(вс). На каждый дискретный момент времени по каждому аэропорту существует ряд ВС, выстроенных оптимальным образом в соответствии с условиями задачи

$$FK(t) = PK(fap)(N) | TTDK(M), \quad (1)$$

где K = (1,2,3) - аэропорты московского узлового диспетчерского района (МУДР); N_k = (1...n) - количество ВС, следующих на к-й аэродром; M = (1...m) типы ВС.

Практическое решение данной задачи требует учета многочисленных факторов внешней среды, основным из которых являются погодные условия. Так изменение или неустойчивое на-

правление ветра на взлетно-посадочной полосе может привести к перемене посадочного курса хотя бы одного из трех аэродромов МУДР, что вносит существенные изменения структуры стандартных маршрутов.

На рис. 3 представлена структура маршрутов вылета и прилета в МУДР (B) для конфигурации посадочных курсов (014/316/245). Как и в предыдущем случае, схемы прилета и вылета содержат по одному стандартному маршруту с четырех направлений с аналогичными элементами «тонкого» регулирования потока и бесконфликтными траекториями. Однако структура (B) существенно отличается от предыдущей структуры (A), изображенной на рис. 2.

Подобные изменения структуры стандартных маршрутов вылета-прилета вследствие изменения конфигурации посадочных курсов довольно часто встречаются на практике.

В условиях автоматизированного оперативного планирования потока движения воздушных судов возникает необходимость изменения заданного ранее условия движения в целях оптимальной адаптации к новой структуре. Данная задача может интерпретироваться как задача «автоматизации векторения», т.е. задача изменения ранее заданных и отчасти выполненных условий путем задания дополнительных, неформализованных заявок с целью оптимальной адаптации к новым условиям. Иначе говоря, в некий момент времени (t) под воздействием внешней среды наступает событие, влекущее за собой изменение текущей организации типа (A) на организацию типа (B).

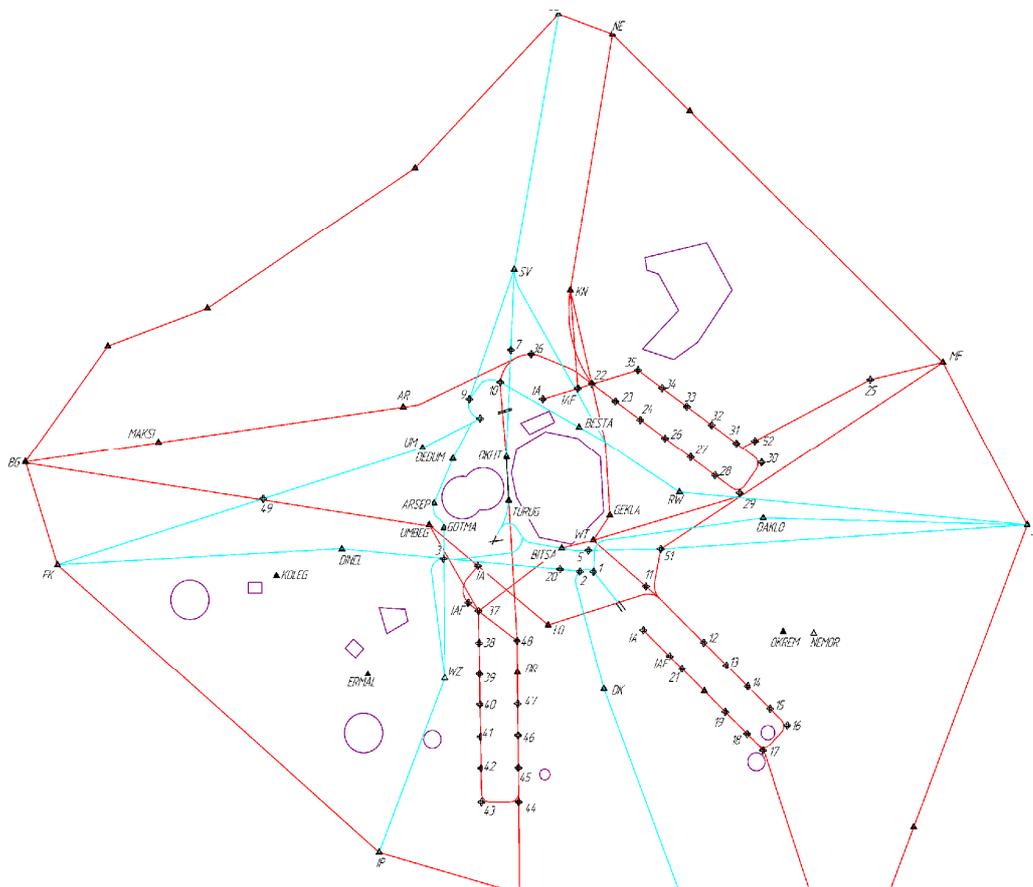


Рис. 3. Организация прилета-вылета для конфигурации посадочных курсов (014/316/245) (B)

Данное событие не представляет никаких трудностей для ВС, не вошедших в рассматриваемую структуру для производства посадки на одном из аэродромов, а также для ВС, готовящихся к взлету на этапе запуска двигателей, однако для остальных ВС существенно влияет на эффективный и безопасный исход полета.

Итак, существует множество $A(n)$ из N воздушных судов, расположенных случайным образом на SID и STAR структуры (A) (рис. 2), которое оптимальным образом, путем задания векторов состояния, нужно расположить на структуре (B), задав очередность для взлета и посадки конкретного аэропорта.

В статье предлагается решить задачу «автоматизации векторения» путем вычисления динамических приоритетов в виде некоторых количественных оценок, учитывающих удаленность ВС от соответствующей точки РК(far), ожидаемое его положение в очереди, а также запаса топлива. При этом, если очередной приоритет мал, то это означает существование такого риска несоблюдения безопасности совместного движения в очереди, который требует управляющих воздействий в виде задержек ВС путем задания дополнительных ограничений по скорости или маневров изменением курса полета.

Постановка задачи

Рассмотрим решение задачи назначения динамических приоритетов при следующих допущениях:

1. Рассматривается задача введения воздушных судов на заданную линию пути при их безопасном заходе на посадку. При этом анализируется только горизонтальный полет на заданной постоянной высоте.

2. В данной статье решается задача управления полетом при одной заданной линии пути, поскольку полученные результаты легко распространяются на несколько линий пути при заданном множестве ВПП на различных соседних аэродромах.

3. Каждое ВС характеризуется в текущий момент времени вектором состояния, характеризуемым координатами:

- кратчайшим расстоянием x_1 от ВС до линии пути;
- минимальным расстоянием x_2 до ближайшего в очереди ВС, уже находящегося на заданной линии пути;
- заданным произвольным курсом x_3 полета ВС по отношению к заданной линии пути;
- потраченным запасом топлива x_4 , предусмотренным для выполнения дополнительных маневров для обеспечения безопасных дистанций от соседних ВС в очереди.

Каждая из трех координат x_1, x_2, x_3 – знакопеременная, координата x_4 – неотрицательная.

4. В качестве постоянных параметров принимаются, как известные, скорость полета V , максимальное допустимое боковое ускорение a при разворотах, минимальная дистанция r безопасного движения судов в эшелоне и запас топлива ΔV , отведенной на маневрирование и определяющий оставшейся на последующие действия запас топлива как $(\Delta V - x_4)$. В частности, принято $V=0,1$ км/с, $a=1$ м/с², $r=6$ км.

5. Окончательное решение относится к одной из двух альтернатив ($j=1,2$):

- при $j=1$ принимается решение о постановке ВС в очередь на заданную линию пути, если соответствующий этому риск невелик;
- при $j=2$ выполняются управляющие воздействия по обоснованной задержке ВС при постановке в очередь на заход на посадку, а также при возникновении угрозы развития аварийной ситуации в воздухе из-за опасного сближения ВС.

6. Каждая из координат x_i текущего состояния ВС меняется в соответствии с известными дифференциальными уравнениями движения, описывающими динамику полета. При этом для простоты каждой координате x_i соответствует одно дифференциальное уравнение. Эти дифференциальные уравнения имеют следующий вид.

Для координаты x_1 принято

$$x_1 = \begin{cases} r - x_1 & \text{при } j = 1 \\ 0,5(T_1 + T_2) & \text{при } j = 2 \\ -V & \text{при } j = 2 \end{cases} \quad (1)$$

В данной работе ориентировочно было принято $T_1=90$ с, $T_2=180$ с.

Формула (1) показывает, что при «втягивании» ВС на линию пути оно аperiodически постепенно стремится обеспечить безопасную дистанцию r , при этом постоянная времени (T_1+T_2) аperiodического процесса есть время T_2 попадания ВС на саму линию пути плюс время T_1 ускоренного движения по линии пути до точки (x_1+r) , имеющей безопасное расстояние r до соседнего BC_0 (рис.1).

Для координаты x_2 принято

$$x_2 = \begin{cases} \frac{x_2}{2T_2} & \text{при } j = 1 \\ -\frac{x_2}{2T_0} & \text{при } j = 2 \end{cases}, \quad (2)$$

где $T_0 > T_2$ – время движения ВС при задержке.

В данной работе это время было принято равным $T_0=2TV \cong 600$ сек.

Динамику изменения курса при входе на заданную линию пути можно описать дифференциальным уравнением, аналогичным (2).

$$x_2 = \begin{cases} \frac{x_2}{2T_2} & \text{при } j = 1 \\ -\frac{x_2}{2T_0} & \text{при } j = 2 \end{cases}. \quad (3)$$

Расход топлива для обеспечения полета должен определяться с учетом того, что на самой линии пути изменение дистанции между летящими ВС осуществится на форсированном режиме тяги двигателей, при этом расход увеличится в $(l+\lambda)$ раз, а «скорость догона» одного ВС по отношению к соседнему ВС будет лишь V^λ . Поэтому в первом приближении можно записать

$$x_4 = \begin{cases} \frac{w_0(T_2 + (l+\lambda)T_1)}{T_0} & \text{при } j = 1 \\ w_0 & \text{при } j = 2 \end{cases}, \quad (4)$$

где w_0 – заданная скорость расхода топлива в обычном режиме работы двигателя, в частности при уходе на повторный круг.

В данной работе принято $\lambda = 0.2$, что соответствует также повышению скорости полета по линии пути на 20% для увеличения безопасной дистанции.

7. Одним из наиболее важных допущений является выбор интегрального критерия оптимальности управления воздушным движением, который должен в свертке оценивать одновременно безопасность и экономичность полета. В данной статье в качестве такого критерия принят минимум интегрального функционала, который учитывает как штрафные нежелательные отклонения x_2 от линии пути и снижение дистанции x_1 между соседними ВС на самой линии, так и опасные чрезмерные затраты топлива x_4 на маневрирование, что в целом позволяет предложить следующую модель критерия

$$I = \int_0^{tk} f_0(x_{4,j}) dt \rightarrow \min;$$

$$f_0(j) = \begin{cases} \frac{k_1(r-x_1)^2}{r^2} + \frac{k_2 x_2^2}{r^2} + \frac{k_3 x_4}{\Delta V} & \text{при } j = 1 \\ l + k_2 \left(\frac{x_4}{\Delta V} + \frac{x_4^2}{\Delta V^2} \right) & \text{при } j = 2 \end{cases}. \quad (5)$$

Поясним формулу (5). При $j=1$, т.е. при «втягивании» ВС на линию пути, в каждый момент времени штрафуются квадрат отклонения $(r-x_1)^2$ от безопасной точки, квадрат отклонения x_2^2 от линии пути и относительный расход топлива $\frac{x_4}{\Delta V}$. Чем меньше эти слагаемые, тем лучше и тем быстрее ВС «войдет» в очередь, затратив при этом меньше топлива.

Нужно сразу заметить, что правильность назначения самих весовых коэффициентов k_1 , k_2 , k_3 всегда вызывало дискуссию в теории и практике оптимального управления. В данной работе было принято пойти по пути неизменного достижения заданных гарантированных дистанций безопасного движения ВС, поэтому фактически штрафуются время, а значит израсходованное топливо для достижения нужной полетной ситуации, что очень важно.

При $j=2$ отклонения x_1 и x_2 от линии пути при полете по повторному кругу значения не имеют, но есть опасность пересечения полета с траекториями движения других судов.

Чем больше радиус R этого круга по сравнению с дистанцией r безопасного движения, тем хуже, поэтому в функцию $f_0(t)$ введена величина L штрафов встречи с другими судами, равная

$$l \cong \frac{R}{r} = 2\pi \frac{V^2}{\alpha r} \cong 1.5 .$$

Кроме того, ввиду большого времени управляющего воздействия для задержки ВС в формулу (4) введено дополнительное слагаемое $\frac{k_3 x_4^2}{\Delta V^2}$, имеющее существенную поправку при $x_4 \rightarrow \Delta V$.

8. Отдельно заметим, что фактически штраф за пересечение траекторий полета пока не рассматривается, а учитывается лишь в среднем значении L . Затем в полученных ниже выводах предлагается при фактической встрече двух судов понижать динамический приоритет этой пары и проводить планирование полетов повторно.

Подход к решению задачи с помощью динамического программирования

Пользуясь этим подходом при решении поставленной задачи, будем вычислять ординаты риска в нужном числе полетных ситуаций и затем, приравнявая их, найдем аппроксимацию функции Беллмана S' , а значит и текущие функции риска F_j ($j = 1, 2$), определяющие приоритет в принятии решений. Чем больше величина F_1 риска «втягивания» в очередь на вновь заданной линии пути и чем меньше величина F_2 риска выполнения управляющих воздействий для обоснованной задержки ВС, т.е. чем меньше $\Delta F = F_2 - F_1$, тем меньше шансов на постановку в очередь на заход на посадку в первых рядах. Значит, если взять величину ΔF в качестве приоритета Π , то можно проранжировать все воздушные суда и поочередно планировать их постановку в очередь до тех пор, пока условия безопасности не нарушатся.

Решение начнем с записи уравнения Беллмана для двух альтернатив $j=1, 2$, пользуясь заданными соотношениями (1)-(5) и задавшись следующей аппроксимацией Беллмана S в виде степенного полинома [1]

$$S = \alpha + \beta_1 x_1 + \gamma_1 \frac{x_1^2}{2} + \beta_2 x_2 + \gamma_2 \frac{x_2^2}{2} + \beta_3 x_3 + \gamma_3 x_3 + \beta_4 x_4 + \gamma_4 \frac{x_4^2}{2} + \psi_{12} x_1 x_2 + \psi_{13} x_1 x_3 + \psi_{14} x_1 x_4 + \psi_{23} x_2 x_3 + \psi_{24} x_2 x_4 + \psi_{34} x_3 x_4 \quad (6)$$

Тогда нужные частные производные будут равны

$$\frac{\partial S}{\partial x_1} = \beta_1 + \gamma_1 x_1 + \psi_{12} x_2 + \psi_{14} x_4; \quad \frac{\partial S}{\partial x_2} = \beta_2 + \gamma_2 x_2 + \psi_{12} x_1 + \psi_{24} x_4;$$

$$\frac{\partial S}{\partial x_4} = \beta_4 + \gamma_4 x_4 + \psi_{14} x_1 + \psi_{24} x_2,$$

где $\beta_i, \gamma_i, \psi_{ik}$ - искомые коэффициенты, которые необходимо определить. Представляя эти производные и известные соотношения (1)-(5) и (6) в условие оптимальности, можно получить

$$\frac{\partial S}{\partial t} = \min_{j=1,2} \{F_j(x_1, x_2, x_4)\}, \quad (7)$$

где функции риска при $j = 1$ и $j = 2$ равны

$$F_1 = \frac{k_1(r-x_1)^2}{r^2} + \frac{k_2x_2^2}{r^2} + \frac{k_3x_4}{\nabla v} + \frac{r-x_1}{0,5(T_1+T_2)}(\beta_1 + \gamma_1x_1 + \psi_{12}x_2 + \psi_{14}x_4) -$$

$$-\frac{x_2}{0,5T_2}(\beta_2 + \gamma_2x_2 + \psi_{12}x_1 + \psi_{24}x_4) + \frac{w_o}{T_o}[T_1(1+\lambda) + T_2](\beta_4 + \gamma_4x_4 + \psi_{14}x_1 + \psi_{24}x_2); \quad (8)$$

$$F_2 = l + k_3\left(\frac{x_4}{\nabla v} + \frac{x_4^2}{\nabla v^2}\right) - v(\beta_1 + \gamma_1x_1 + \psi_{12}x_2 + \psi_{14}x_4) - \frac{x_2}{0,5T_o}(\beta_2 + \gamma_2x_2 + \psi_{12}x_1 + \psi_{24}x_4)$$

$$+ \psi_o(\beta_4 + \gamma_4x_4 + \psi_{14}x_1 + \psi_{24}x_2).$$

Это позволяет с учетом формул (1)-(8) и представления интересующих нас приоритетов Π_1 и Π_2 , понимаемых как величины $\Pi_1 = -F_1, \Pi_2 = -F_2$, получить в завершение аналитическую форму возможного ранжирования воздушных судов

$$\Pi_1 = [1,45\Phi(y_1) + 2,8y_4 - 1,07y_1y_4 - 1,4] + [0,013y_2x_3 - 0,008x_3^2 - 0,266y_2^2] =$$

$$= L_1 + L_2, \quad (9)$$

где $\Phi(y_1) = \begin{cases} y_1 & \text{при } \begin{cases} y_1 \leq 1,2 \\ y_1 \geq 1,2 \end{cases}; \\ 1,2 \end{cases}$

$$\Pi_2 = [0,35y_4 - 0,54] + [0,004y_2x_3 - 0,0024x_3^2 - 0,006y_2^2].$$

Здесь Π_1 - приоритет ввода ВС в очередь для захода на посадку на новую линию пути, Π_2 - приоритет на «задержку».

По существу эти приоритеты соответствуют количественной оценке затрат топлива при обязательном соблюдении заданных дистанций безопасного движения. Первому слагаемому в квадратных скобках соответствует перевернутая призма на рис. 4, второе слагаемое опускает или поднимает эту призму вниз или вверх.

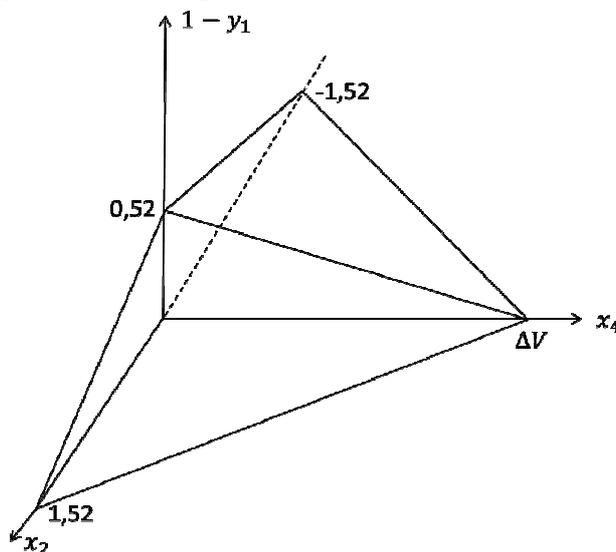


Рис. 4. Функция переключения альтернатив принятия решений в виде призмы, внутри которой оптимальной является альтернатива о вхождении на вновь заданную линию пути

Выводы

1. Найденные формулы удобны для расчетов и позволяют учесть не только положение судна в пространстве, но и его запасы топлива, и техническое состояние в процессе ранжирования.

2. Численные значения коэффициентов были получены с помощью формул вычисления времен T_0 , T_1 и T_2 , рассчитанных из условия максимального быстродействия системы управления воздушным судном

$$T_0 = \frac{2\pi R}{V} = \frac{2\pi V}{a}; \quad T_1 = \frac{r - x_1 + \frac{x_2}{4V} \cdot \sqrt{ax_2}}{\lambda V}; \quad T_2 = 2\sqrt{\frac{x_2}{a}}. \quad (10)$$

Это позволит определить порядок последовательного планирования траекторий входа судов на вновь заданную линию пути как без учета на начальном этапе возможных пересечений траекторий, так и на заключительном этапе – с учетом этого.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беллман Р. Динамическое программирование. - М.: Иностранная литература, 1961.
2. Лебедев Г.Н., Чан Ван Туен, Китаев А.Н. Совместное управление и контроль безопасности полета воздушных судов при их сближении // Вестник МАИ. - 2011. - Т. 18. - № 3. - С. 29-35.
3. Лебедев Г.Н., Тин Пхон Чжо., Горбачев Ю.В. Решение задачи назначения динамических приоритетов при движении судов параллельным курсом с заданной линией пути // Труды МАИ. - 2011. - № 12.

THE USE OF A PRIORITY SERVICE SYSTEM IN INTRODUCING AN AUTOMATED CONTROL OF ARRIVAL-DEPARTURE IN AIR SPACE WITHIN THE MOSCOW AIRSPACE

Lebedev G.N., Malugin V.B., Nechaev E.E., Tin Pkho Chjo

A method of solving optimal allocation and placement of randomly located in the object space air traffic queue on entry to the embarkation on example basic Moscow airports.

Key words: Acft priority service, Acft arrangement upon landing, Acft arrival-departure guiding.

Сведения об авторах

Лебедев Георгий Николаевич, 1936 г.р., окончил МИФИ (1959), заслуженный деятель науки РФ, доктор технических наук, профессор кафедры информационно-измерительных систем летательных аппаратов МАИ, автор более 200 научных работ, область научных интересов - система автоматического интеллектуального управления, методы оптимизации.

Малыгин Вячеслав Борисович, 1960 г.р., окончил ОЛАГА (1983), начальник учебно-тренажерного центра кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, область научных интересов - автоматизация управления прилетом-вылетом AMAN-DMAN.

Нечаев Евгений Евгеньевич, 1952 г.р., окончил НГТУ (1974), доктор технических наук, профессор, проректор МГТУ ГА, заведующий кафедрой управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов – антенные измерения, техника СВЧ, использование спутниковых технологий при ОрВД.

Тин Пхон Чжо, 1978 г.р., окончил КИИГА, докторант МАИ, кандидат технических наук, автор 15 научных работ, область научных интересов - линейное и динамическое программирование.

УДК 519.7.007.004.02

МАРШРУТИЗАЦИЯ ПЕРЕВОЗОК В ЭКСПЕРТНЫХ СИСТЕМАХ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ МЕНЕДЖЕРА-ОПЕРАТОРА ТРАНСПОРТНО-ЛОГИСТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА

И.Г. ШАЙДУРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Крыжановским Г.А.

Рассмотрено сведение математической модели маршрутизации транспортных потоков от многопоточкового случая к однопоточковому при управлении смешанными перевозками.

Ключевые слова: маршрутизация транспортных потоков, транспортно-логистический центр, процесс принятия решения.

Развитие экономики России, формирование единой транспортной системы, включающей товаро- пассажиро проводящую сеть и все виды транспорта, по законам синергии неизбежно приводит к инновационному развитию с проектированием, организацией и созданием обоснованных центров управления транспортными потоками – межотраслевых информационно-логистических центров [1-5]. Создание таких транспортно-логистических центров основывается на внедрении системы управления взаимодействием участников транспортно-логистической цепочки, осуществляющей свою деятельность с помощью менеджеров по управлению взаимодействием. Успешность деятельности таких менеджеров существенно зависит от эффективности работы системы поддержки принятия решений. Среди основополагающих задач, решение которых составляет суть работы системы поддержки принятия решений, одно из центральных мест занимает задача маршрутизации, задача выбора оптимальных с точки зрения одного или совокупности обоснованных показателей эффективности маршрутов перевозки товаров различного вида и пассажиров [3; 4].

Действительно, для менеджера, осуществляющего управление транспортными потоками в регионе, охваченном деятельностью данного транспортно-логистического центра (ТЛЦ), существенно важно такое распределение транспортных средств на известной ему транспортной сети, чтобы была осуществлена перевозка заданного количества грузов различного вида и пассажиров с достижением наибольшей эффективности, определяемой затратами и, как результат, прибылью от транспортной деятельности или другими показателями эффективности - временем доставки, надёжностью и т.п. Самая общая постановка такой задачи приведет к следующей математической модели.

Определить величины единиц груза или пассажиров, то есть потока вида (S)

$$x_{ij}^{(S)} (S = \overline{1, Q}; i = \overline{1, n}; j = \overline{1, m})$$

между пунктами i и j транспортной сети при стоимости перевозки единицы потока с учётом затрат на обслуживание в промежуточных пунктах величиной в $C_{ij}^{(S)}$ и выполнением ограничивающих условий

$$a_r^{(S)} \leq \sum_{p | P_{(j)}=r} x_{pj} \leq b_r^{(S)} \quad s = \overline{1, Q}, \quad r = \overline{1, n},$$

где $a_r^{(S)} = \min \sum_{j|P_{(j)}=r}^m x_{rj}^{(S)}$ - минимально возможный суммарный объём исходящих потоков вида S

из пункта r ; $b_r^{(S)} = \max \sum_{j|P_{(j)}=r}^m x_{rj}^{(S)}$ - максимально возможный суммарный объём исходящих потоков вида S из пункта r .

$$a_i^{(S)} \leq x_{P_{(j)}i}^{(S)} \leq b_i^{(S)} \quad s = \overline{1, Q}, \quad i = \overline{1, \dots, r-1, r+1, \dots, n},$$

где $a_i^{(S)}, b_i^{(S)}$ - минимально и максимально возможные потоки вида (S) , входящие в i -й пункт.

$$\underline{\mu}_{ij} \leq x_{ij}^{(S)} \leq \overline{\mu}_{ij} \quad i = \overline{1, n}; \quad j = \overline{1, m}$$

нижняя и верхняя пропускные способности (x_{ij} -й) ветви транспортной сети.

$$x_{P_{(j)}j}^{(S)} - \sum_{j|P_{(j)}=i} x_{ij}^{(S)} = 0; \quad s = \overline{1, Q}; \quad i = \overline{1, n},$$

где $P_{(j)}$ - пункт, расположенный перед пунктом j в транспортной сети, с наименьшей суммарной стоимостью перевозки.

$$J_{\Sigma} = \sum_{s=1}^Q \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m x_{ij}^{(s)} c_{ij}^{(s)} \rightarrow \min_{x_{ij}^{(s)}}.$$

Данная транспортная задача линейного программирования сравнительно простейшая для случая $Q = 1$ [6; 8]. Для случая $Q \geq 2$ алгоритм её решения существенно усложняется. Для её решения может быть использован алгоритм, основанный на сведении многопотокового случая $Q \geq 2$ к однопотоковому [9]. Действительно, если транспортную сеть с ТЛЦ в пункте r представить как древовидную структуру, корень которой находится в пункте r , а пункты доставки грузов и пассажиров как листья такого ориентированного дерева, а также пункт $P_{(j)}$ обозначается как пункт, расположенный перед j -м пунктом, исключая пункт r , то приведённая постановка соответствует задаче поиска многопродуктового ($Q \geq 2$) потока минимальной стоимости, рассматриваемой в [9]. Поскольку процесс транспортировки связан с затратами как на перевозки между соседними пунктами сети, так и через каждый пункт, то в выражении для показателя эффективности для каждого вида груза образуется платёжная матрица $C^{(S)} = \{c_{ij}^{(S)}\}$, где $c_{ij}^{(S)} = c_{ji}^{(S)}$ - величины неотрицательных затрат на перевозку единого груза S -го вида между пунктами i и j плюс затраты в пункте доставки, кроме начального и конечного пункта, т.к. они будут образовывать постоянные слагаемые для любого варианта маршрута между пунктами i и j . Сведение задачи при $Q \geq 2$ к задаче с $Q = 1$ осуществляется следующим образом. Вводятся соотношения вида:

$$A_i = \max \left[\sum_{s=1}^Q a_i^{(s)}, \underline{\mu}_{P_{(i)}, i} \right];$$

$$B_i = \min \left[\sum_{s=1}^Q b_i^{(s)}, \overline{\mu}_{P_{(i)}, i} \right], \quad (i = \overline{1, \dots, r-1, r+1, \dots, n});$$

$$A_r = \sum_{s=1}^Q a_r^{(s)} \quad B_r = \sum_{s=1}^Q b_r^{(s)}.$$

Тогда задача с Q потоками перевозимых грузов различного вида ($Q \geq 2$) сводится к задаче вида

$$A_i \leq y_i \leq B_i; \quad y_i \geq 0; \quad i = \overline{1, n},$$

где $y_i = \sum_{j|P_{(j)}=i} y_j$; $i = \overline{1, n}$ за исключением конечных пунктов $j = \overline{1, m}$.

$$\tilde{J}_\Sigma = \sum_{i=1, \dots, r-1, r+1, \dots, n} y_i \tilde{c}_i,$$

где $y_r = \sum_{i|P(i)=r} x_{ri}$; $y_i = x_{P(i)i}$; $\tilde{c}_i = c_{P(i)i}$; $i = 1, \dots, r-1, r+1, \dots, n$.

При этом ограничения в задаче ($Q \geq 2$) образуют совместную систему только в случае, если $A_i \leq B_i$; ($i = 1, n$).

Решение задачи здесь получается сравнительно просто с использованием потоковых алгоритмов или алгоритмов на основе метода динамического программирования или симплекс-методом. Используя приведённые соотношения и другие преобразования, комплектующие перевозки $Q \geq 2$ с помощью контейнерной или пакетной обработки с целью минимизации Q , можно построить базу знаний автоматизированной системы поддержки принятия решений менеджера по управлению транспортной деятельностью ТЛЦ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ивантер В.В., Узянов М.Н. Долгосрочный прогноз развития экономики России: инвестиционный вариант // Проблемы управления. - 2008. - № 1. - С. 12-25.
2. Заев С.Н., Полянцев Ю.Д., Филатова Т.В. Транспортные логистические центры - мода или требование времени // Бюллетень транспортной информации. - 2008. - № 6. - С. 22-26.
3. Сингх Ранджит. Системы моделирования, планирования и управления транспортом // Интегрированная логистика. - 2008. - № 2. - С. 20-27.
4. Зайцев Е.Н., Крыжановский Г.А., Сухих Н.Н., Шайдулов И.Г. Обоснование создания экспертных систем поддержки принятия решений менеджера - оператора транспортно-логистической системы / Проблемы эксплуатации и совершенствования транспортных систем: межвуз. сб. науч. тр. – СПбГУГА, 2007. - № 16. - С. 75-84.
5. Беляков А.О. О математическом описании процессов развития объединений людей (этносов, коллективов фирм и т.п.) // Экономика и математические методы. - 2007. - Т. 43. - № 2. - С.118-122.
6. Триус Е.Б. Задачи математического программирования транспортного типа. - М.: Сов. радио, 1967.
7. Форд Л.Р., Фолкерсон Д.Р. Потоки в сетях. - М.: Мир, 1966.
8. Кудряшов С.В. Оптимальная маршрутизация информационных потоков в беспроводных сенсорных сетях // Изв. РАН «Теория и системы управления». - 2008. - № 2. - С.126-140.
9. Афраймович Л.Г., Прилуцкий М.Х. Многопродуктовые потоки в древовидных сетях // Изв. РАН «Теория и системы управления». - 2008. - № 2. - С. 57-63.

ROUTING OF TRANSPORTATIONS IN EXPERT SYSTEMS DECISION SUPPORT MANAGER-OPERATOR TRANSPORT-LOGISTICS CENTER

Shaydurov I.G.

Considered reduction of the mathematical model of routing transport flows from the multithreaded case to single-threaded in the management of multimodal transportation.

Key words: routing transport flows, transport-logistics center, decision-making process.

Сведения об авторе

Шайдулов Иван Георгиевич, 1984 г.р., окончил СПбГУ ГА (2006), старший преподаватель кафедры организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор 23 научных работ, область научных интересов - разработка экспертных систем поддержки принятия решений на принципах трёхмерных матриц для решения слабоструктурированных и неструктурированных задач при управлении смешанными перевозками.

УДК 629.735.33.551

ОБ ОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ В ГРОЗУ (ВЕРСИИ ДВУХ КАТАСТРОФ)

С.К. КАМЗОЛОВ, А.В. САМОХИН

В статье приведены версии двух авиакатастроф, которые связаны или могут быть связанными с поражением самолётов молнией. Рассмотрены основные поражающие факторы при ударе молнии в воздушное судно.

Ключевые слова: авиакатастрофа, молния, поражающие факторы.

Причины гибели над Атлантикой аэробуса А-330, летевшего рейсом 447 AirFrance Рио-де-Жанейро – Париж, до сих пор обсуждаются во всём мире, в первую очередь специалистами. Расшифровка самописцев при первом изучении не подтвердила главную первичную версию катастрофы – поражение самолета молнией, хотя самолет никак не мог миновать грозовой фронт, который растянулся тогда во всю ширину океана - от Южной Америки до Северной Африки. (Пока основной причиной назван отказ измерителей скорости из-за обледенения трубок Пито и вызванные этим неадекватные действия экипажа.) Однако даже сама версия участия молнии в трагедии вновь резко усилила в мире внимание к проблеме опасности полётов в зонах электрической активности атмосферы.

Все специалисты в один голос говорят, что любой современный лайнер защищен - "укус" молнии не мог стать смертельным. Например, незадолго до этого случая молния угодила прямо в Boeing-747 при взлете в аэропорту Гонконга. Но полет благополучно продолжился. Пассажиры и не догадываются, что практически в каждый самолет в течение года попадает молния. И это в подавляющем большинстве случаев не приводит к катастрофе. Тем не менее, таковые случаются.

При обсуждении «по горячим следам» упомянутой трагедии над Атлантикой в одной из передач «Вести недели» на телеканале «Россия» пилот 1-го класса Д. Бариллов рассказал, что "лет 20 тому назад в Советском Союзе учебный самолет Ту-134 попал над Луганском в центр грозового облака. А облако было мощнейшее. И самолет оттуда вылетел по кусочкам, то есть развалился".

Попытаемся разобраться и сформулируем версии такого типа катастроф. А заодно покажем, что причиной отказа измерителей скорости борта 447 над Атлантикой мог стать и разряд молнии.

Рассмотрим в связи с этим основные поражающие факторы молнии.

Электротермическое воздействие молнии на металлические элементы конструкции вызывает такие визуально наблюдаемые повреждения, как проплавление, эрозию в зоне воздействия разряда, прожоги и т.п. Исследования показывают, что сильноточная (с амплитудой тока в десятки-сотни килоампер), но короткая (десятки микросекунд) составляющая тока молнии не вызывает сильной эрозии материала. Например, на обшивке воздушного судна (ВС) глубина эрозионного кратера не превышает 1 мм [2]. Воздействие постоянной составляющей тока молнии (сила тока - сотни ампер, длительность - до 1 секунды) приводит, главным образом, к структурным изменениям материала конструкции в зоне термического воздействия, которые существенно влияют на ее живучесть. В зоне кратера обнаруживается пористая структура с крайне низкими прочностными свойствами, а также сеть трещин, длина которых может достигать 5-6 мм. Измерение микротвердости материала Д16АТ вне зоны оплавления показывает, что на глубину до 1,5 мм от границы расплава **прочность материала снижается** на величину до 30% от исходной [4]. Здесь главная опасность - вероятность **взрыва паров топлива** при ударе в топливный бак [2].

Скрытые дефекты в зоне эрозионных кратеров являются основной причиной снижения остаточной прочности элементов конструкции. Остаточная статическая прочность образцов металлической обшивки ВС после воздействия разрядом, воспроизводящим импульсную компоненту тока молнии, составляет 80-85% от номинала, а после воздействия постоянной составляющей - всего 60-70%. **Сеть трещин** в зоне эрозионных кратеров существенно **снижает цик-**

лическую прочность и усталостную долговечность материала поврежденных молнией элементов конструкции. Например, при повреждении разрядом стержневых элементов конструкции диаметром 8-10 мм запас усталостной прочности снижается в 1,5-1,7 раза, а ресурс - в 50-70 раз после воздействия импульсной компонентой молнии. У образцов обшивки обнаружено снижение ресурса в 4,5-5 раз при воздействии импульсной составляющей молнии и в 10-20 раз - при воздействии постоянной составляющей (в зависимости от величины протекшего заряда). Однако на практике измерение величины протекшего заряда трудно осуществимо. Но с этой величиной связан размер зоны оплавления. Остаточный ресурс (N - число циклов) после поражения постоянной составляющей для обшивки из материала Д16АТ толщиной 2 мм связан с размером зоны оплавления d (мм) и максимальным напряжением отнулевого цикла σ_{\max} (Па) следующим соотношением [2]

$$N_{осм} = 1,8 \cdot 10^5 \cdot \sigma_{\max}^{-3,85} \cdot d^{-3,5}.$$

При поражении самолетов молнией практически всегда наблюдается **оплавление головок** заклепок с потерей ими служебных свойств. Кроме прямого воздействия молниевых разрядов существует **эффект перегрева в зоне контактных поверхностей** заклепки и элемента конструкции.

Электромеханическое воздействие молнии, следствием которого является образование вмятин на обшивке, загибов консольных элементов (известны случаи загиба лопастей винтов ТВД) и т.п. деформаций, обусловлено действием пондеромоторных сил, рождаемых взаимодействием тока в канале молниевых разрядов с токами, растекающимися по металлическим конструкциям ВС. Основную роль в механизме повреждения играет при этом импульсная компонента, и степень повреждения определяется амплитудой тока молнии I_0 . Существует критерий стойкости элементов конструкции к образованию деформаций [1]

$$Ka = \frac{I_0}{L} \sqrt{\frac{\mu_0}{[\sigma]}},$$

где L - характерный размер элемента конструкции; μ_0 - магнитная постоянная; $[\sigma]$ - предельное напряжение (например, предел текучести материала). Расчетное критическое значение критерия для листовых элементов конструкции $Ka_{кр} \approx 3,3$, что согласуется с экспериментом.

Механическое воздействие на элементы конструкции оказывает и **ударная волна** от молнии: на расстоянии 1 м перепад давления на фронте волны может достигать нескольких сот атмосфер [2].

Очень опасными как при электромеханическом воздействии, так и при воздействии ударной волны являются **перегрузки заклёпок** и их надрыв в результате возникающих в обшивке при ударе молнии волн механических напряжений. Невыявленные повреждения такого рода проявляются при последующей эксплуатации ВС в виде отказов вплоть до отрыва элементов обшивки [2].

Существенное **усиление механического воздействия** на обшивку происходит **при наличии** на ней **влаги** и особенно **льда**. Экспериментальные исследования показывают [2], что глубина вмятины h на образцах обшивки из материала Д16АТ толщиной 1,4 мм при воздействии разрядом с амплитудой тока 60 кА в зависимости от толщины льда δ составляет величину

$$h_g = 0,9 \delta^{0,75} \text{ (мм)}.$$

При наличии воды глубина вмятины в 2-3 раза меньше, чем со льдом. С учетом упругой составляющей деформация обшивки может достигать величины, опасной не только для самой обшивки и элементов её крепления, но и для оборудования и коммуникаций, расположенных непосредственно под обшивкой.

К наиболее опасным последствиям воздействия молнии на ВС следует отнести **нарушение работы их двигателей** вплоть до отказа. По отечественным данным до 6% случаев поражения ВС молнией сопровождается нарушением газодинамической устойчивости двигателей, причем 11 из 12 таких случаев приходится на двигатели, расположенные в хвостовой части фюзеляжа. В четверти из этих случаев возникает опаснейшее явление - **помпаж**. Как указывалось выше, избы-

точное давление на фронте ударной волны может достигать сотни атмосфер при амплитуде тока молнии 200 кА, что опасно в сочетании с относительно большой длительностью импульса. Однако вероятность встречи ВС с такими молниями не превышает 10 %. Результаты сравнения согласуются с приведенной выше статистикой отказов двигателей при поражении ВС молнией [3].

Для насыщенного электроникой и вычислительной техникой ВС чрезвычайно опасны **наводки перенапряжений**. В незащищенных сетях уровень наводок от молниевых разрядов может достигать нескольких киловольт [2].

Одним из серьезных поражающих факторов молнии является **остаточная намагниченность** элементов конструкции ВС, которая зачастую делает неработоспособными целые системы навигационного комплекса. Известны случаи, когда из-за невозможности устранить намагниченность ВС подлежало списанию.

Приведенный вариант классификации практически исчерпывает основные поражающие факторы молнии при поражении ею ВС (за исключением воздействия на экипаж и пассажиров).

Итак, сформулируем теперь нашу версию процесса разрушения самолета Ту-134 под Луганском при его попадании в мощную грозовую зону. Конечно, сам удар молнии не может развалить конструкцию самолета, только если не ударит в топливный бак (да и то, вероятность взрыва паров топлива при таком ударе невелика). Но грозовой очаг – это ещё и зона мощнейшей турбулентности. Она-то и играет основную роль непосредственно в процессе разрушения. Но без молнии самолет должен был выдержать перегрузки, связанные с сильнейшей болтанкой: он на такое рассчитан. А вот совместного воздействия ударов молнии и турбулентности самолет может не вынести. Плюс ещё возможность наличия воды на его поверхностях и большая вероятность обледенения.

Представим себе цепочку негативных событий в этой обстановке: силовой элемент под действием сильнейшего порыва тяжелого влажного воздуха испытывает колоссальную перегрузку, а в этот момент в эту же зону бьёт мощный разряд, создавая дополнительную импульсную нагрузку, связанную как с пондеромоторными силами в проводящих элементах конструкции, так и с ударной волной. Плюс вызванная разрядом волна изгибных напряжений, которая при достижении заклёпочного ряда запросто может его срезать. (Известен случай поражения под Ереваном самолета Ту-154, который после удара молнии с трудом сел без целой панели обшивки на крыле. Совершенно очевидно, что крепление панели было разрушено, а набегающий поток воздуха завершил её отрыв.) Наличие на поверхности планера воды, а ещё хуже – обледенения, как показано выше, может многократно усилить нагрузки непосредственно от удара молнии.

Но даже если самолет выдержал такое однократное совместное воздействие молнии и турбулентности, он вышел из такой атаки явно ослабленным: как было сказано выше, в результате механического и особенно термического воздействия остаточный ресурс повреждённых элементов конструкции существенно снижается.

Для подтверждения этого теоретически очевидного факта одним из авторов в своё время было проанализировано несколько тысяч карточек всех зафиксированных отказов элементов конструкции планера самолета Ту-154 по всему парку Аэрофлота за один год [5]. Выяснилось, что частота отказов элементов конструкции планера самолетов, ранее пораженных молнией, устойчиво выше частоты отказов непораженных самолетов (весь планер - на 24%, фюзеляж + оперение - на 43%, крыло - на 15%). Тот факт, что относительная частота отказов для крыла ниже относительной частоты отказов для остальной части конструкции, согласуется с известными данными ГосНИИ ГА, по которым крыло вдвое реже поражается молнией, чем остальная часть планера.

И хорошо, если атака молнии в условиях мощной турбулентности единственная, самолет выходит из опасной зоны и может благополучно завершить полет. А если самолет «ослеп» в грозовом очаге и полет в самое его ядро? Он, ослабленный, с большой вероятностью будет атакован ещё и ещё...

Мы думаем, читатель, Вы сами теперь представили себе, что могло случиться с Ту-134 под Луганском. Поэтому Наставление по производству полетов требует от пилота обхода грозовой зоны на расстоянии не менее 15 километров от очага. А когда идут два очага, он может пройти

в «окно» между ними, если расстояние между очагами не менее 50 километров. В противном случае – на запасной аэродром. У А-330, летевшего рейсом 447, похоже, «окно» было, ведь за 15 минут до него фронт вполне благополучно миновал другой лайнер - Lufthansa. Но, судя по всему, прямо перед 447-м «окно захлопнулось».

Почему же у А-330 отказали измерители скорости? Официальная версия, как уже было сказано - обледенение трубок Пито. Но имеет право на жизнь и наша версия: всё-таки самолёт не избежал удара молнии, и либо из-за наводок от неё была повреждена электронная часть измерителя, либо из-за остаточной намагниченности ферромагнитных деталей, находящихся около электроцепей измерителя, он стал «врать», как у Жюль Верна судовой компас при наличии под ним топора. О том, что электроника аэробуса могла выйти из строя, говорят автоматические сигналы, которые перед гибелью отправил самолет. В любом случае пилоты не имели достоверной информации о скорости самолета. А как поступать в такой ситуации, их не научили.

Наш вывод: в вопросах обеспечения безопасности полетов в условиях грозовой активности атмосферы нельзя расслабляться, хотя частота тяжелых последствий последнее время несколько снизилась (в прошлом веке с неотвратимой четкостью раз в 5 лет в мире происходила одна доказанная катастрофа по этой причине). Ведь рейс 447 унес в Атлантику жизни 228 пассажиров и членов экипажа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Камзолов С.К. Критерий стойкости конструкций к электромеханическому воздействию сильноточных разрядов // Электричество. - 1992. - № 9. - С. 24-26.
2. Камзолов С.К. Основные поражающие факторы при воздействии молнии на воздушное судно // Обеспечение безопасности полетов в сложных метеоусловиях: межвуз. сб. науч. трудов. - М.: МГТУ ГА. - 1996.
3. Камзолов С.К. Развитие помпажа авиадвигателей при воздействии ударной волны от молнии // Обеспечение безопасности полетов в сложных метеоусловиях: межвуз. сб. науч. трудов. - М.: МГТУ ГА. - 1996.
4. Камзолов С.К., Курочкин В.А., Новиков С.М., Разумовский А.Н. Исследование микротвёрдости авиационных материалов после воздействия сильноточных электрических разрядов // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности ВС. - 2004. - № 73(2).
5. Камзолов С.К. Скрытые дефекты, связанные с поражением самолета молнией и их развитие при последующей эксплуатации // Инженерно-физические проблемы авиации и космической техники: тезисы докладов междунар. науч.-техн. конф. - Егорьевск, 1995. - Ч.1.

ON DANGER OF FLIGHTS IN THUNDERSTORM (VERSIONS OF TWO DISASTERS)

S.K. Kamzolov, A.V. Samokhin

The article discusses a version of the two aircraft crashes that are (possibly) related to a lightning strike. The lightning main destructive effects when hitting an aircraft are considered.

Key words: air crash, lightning, damage effects.

Сведения об авторах

Камзолов Сергей Константинович, 1941 г.р., окончил МАИ (1964), доктор технических наук, профессор кафедры физики МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов - взаимодействие летательных аппаратов с атмосферным электричеством и их молниезащита.

Самохин Алексей Васильевич, 1947 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1971), доктор технических наук, профессор кафедры высшей математики МГТУ ГА, автор 39 научных работ, область научных интересов - уравнения математической физики, симметрии, законы сохранения.

УДК 621.396; 681.34

МЕТОД ФУРЬЕ-СЕПАРАЦИИ В ЗАДАЧЕ ОЦЕНКИ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ОШИБОК ПИЛОТИРОВАНИЯ, АЗН-В И РЛС - НАБЛЮДЕНИЙ

В.Л. КУЗНЕЦОВ

Предложен новый метод совместной обработки массива данных АЗН-В и РЛС - наблюдений, позволяющий получить оценки для распределений собственных ошибок систем контроля положения воздушного судна и ошибок пилотирования. Метод основан на нелинейной обработке фурье-образов гистограмм АЗН-В и РЛС - наблюдений.

Ключевые слова: метод фурье-сепарации, ошибки пилотирования, ошибки измерительной системы.

Введение

Обычно под термином фильтрация понимается подавление шума в реализации зашумленного сигнала или изображения. В ряде задач, идейно близких к задаче фильтрации, интерес представляет выделение статистических характеристик как информационной, так и шумовой компонент случайного процесса, на основе обработки экспериментально полученных гистограмм их смеси. Для обозначения декомпозиции смеси сигнальной и шумовой компонент на языке функций распределения мы введем термин - сепарация.

В этой работе рассмотрен алгоритм такой сепарации на примере задачи о регистрации двумя независимыми «грубыми» системами наблюдения положения объекта, совершающего возмущенное движение относительно известной плановой траектории.

Трудно преувеличить роль достоверности данных об истинном положении воздушного судна (ВС) как для определения складывающейся воздушной обстановки, так и самого процесса обслуживания воздушного движения. Использование спутниковых навигационных систем (СНС) позволило существенно повысить точность и надежность информации о координатах ВС, однако в силу того, что любой процесс измерения сопровождается появлением ошибок (случайных или систематических), представляет несомненный интерес исследование статистических характеристик этих ошибок.

Проблема заключается в том, что регистрируемое системой наблюдения смещение ВС относительно плановых параметров полета имеет два источника: это истинное смещение ВС относительно плана - так называемые ошибки пилотирования и собственные ошибки измерительной системы. Если нас интересует информация об ошибках пилотирования, то ошибки измерения играют роль шума, а при анализе точностных параметров измерительной системы уже ошибки пилотирования выступают в роли помех.

Стандартные алгоритмы фурье-фильтрации предполагают обработку не самого случайного сигнала с аддитивным шумом, а его фурье-образа [1]. В нашем подходе мы предлагаем работать не с реализациями случайного процесса или их фурье-образами, а с функциями распределения искомого случайного процесса и шума, точнее с их фурье-образами. При этом фильтрация реализуется не за счет подавления спектральных компонент шума, а в результате сепарации статистических распределений, реализуемых при решении нелинейной алгебраической системы уравнений относительно фурье-образов распределений искомых величин.

Отметим, что переход от анализа реализаций случайных процессов к аппарату, базирующемуся на использовании функций распределения, очень важен для решения модельных задач, связанных с безопасностью полетов, с оценкой риска столкновений ВС, где основополагающую роль играет распределение отклонений ВС от плановых параметров полета [2-4]. Во всех современных работах, посвященных этой тематике, в качестве эталонного берется так называемое DE-распределение [5], полученное экспериментально несколько десятилетий назад при анализе

полетов ВС над Атлантикой. При этом очевидный прогресс в области пилотажно-навигационных комплексов и систем, существенно влияющих на точность пилотирования, во внимание не принимается.

В работе показано, что при использовании двух независимых систем наблюдения, каждая из которых дает показания с погрешностями, относительно просто можно получить как оценки для распределений собственных ошибок систем наблюдения, так и распределения ошибок пилотирования.

1. Постановка задачи

Рассмотрим движение ВС между двумя его докладами диспетчеру. В момент времени t_1 ВС находилось в точке А с координатами $\vec{R}_1(t_1)$ и по расчетам борта в момент t_2 оно должно будет находиться в точке В с координатами $\vec{R}_2(t_2)$ (рис. 1). Тем самым определены плановые параметры полета

$$\vec{V} = \frac{(\vec{R}_2(t_2) - \vec{R}_1(t_1))}{(t_2 - t_1)} = \overline{\text{const}}; \quad \vec{R}_0(t) = \vec{R}_1(t_1) + \vec{V} \cdot (t - t_1).$$

Однако реально в полете ВС по различным причинам отклоняется от плановых параметров, двигаясь по другому закону - $\vec{R} = \vec{R}(t)$. Отклонения от плана $\vec{r}(t) = \vec{R}(t) - \vec{R}_0(t)$ в рассматриваемом случае - реализация случайного процесса, статистические характеристики которого, как отмечалось во введении, очень важны для безопасного обслуживания воздушного движения. В данном случае интерес представляет плотность распределения вероятности так называемых ошибок пилотирования - $w_1(\vec{r})$.

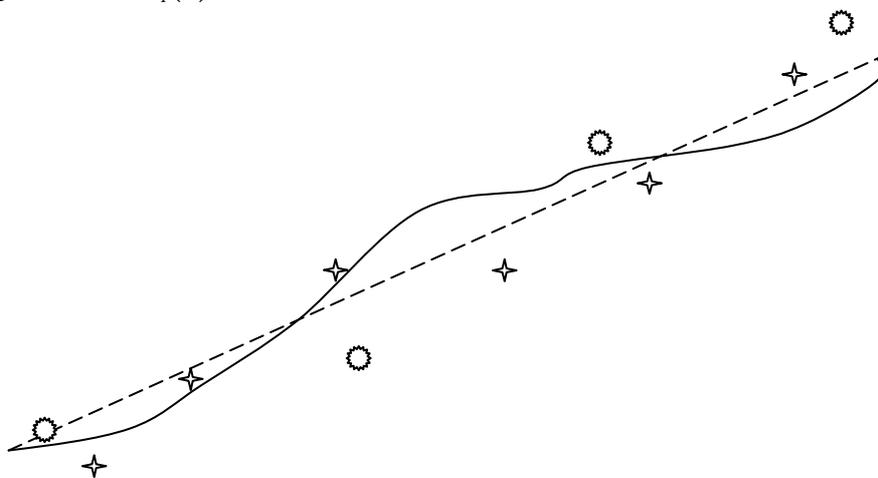


Рис. 1. Плановая и реальная траектории движения ВС с отметками АЗН-В и РЛС-наблюдений

Вещательное автоматически зависимое наблюдение (АЗН-В), базирующееся на данных СНС, предполагает регулярную передачу координат ВС диспетчеру для использования в системе ОВД. Эти измерения, очевидно, обладают собственными ошибками - $\vec{\rho}$, информация о которых, заключенная, например, в распределении плотности вероятности - $w_2(\vec{\rho})$, также представляет существенный интерес для определения целостности информации АЗН-В.

С помощью данных АЗН-В можно получить лишь распределение $f_1(\vec{r} + \vec{\delta})$, но не $w_1(\vec{r})$ и $w_2(\vec{\rho})$. В такой постановке задача не является замкнутой.

Для получения замкнутой задачи предположим существование другой независимой системы наблюдения за положением ВС. Это может быть, например, радиолокационная система

(РЛС), характеризующаяся собственными ошибками измерений - $w_3(\vec{\delta})$, нам неизвестными. С помощью этих измерений можно получить распределение $f_2(\vec{r} + \vec{\rho})$.

Обработывая совместно данные АЗН-В и РЛС, можно также экспериментально построить распределение $f_3(\vec{\rho} - \vec{\delta})$.

Резюмируя сказанное, постановку задачи можно кратко сформулировать следующим образом: известны распределения $f_1(\vec{r} + \vec{\delta})$, $f_2(\vec{r} + \vec{\rho})$ и $f_3(\vec{\rho} - \vec{\delta})$, требуется определить распределения $w_1(\vec{r})$, $w_2(\vec{\rho})$ и $w_3(\vec{\delta})$ в предположении, что все ошибки: \vec{r} , $\vec{\rho}$ и $\vec{\delta}$ статистически независимы.

2. Метод фурье-сепарации

Из независимости ошибок пилотирования - \vec{r} и ошибок СНС - $\vec{\rho}$ следует, что

$$f_1(\vec{r} + \vec{\rho}) = \int w_1(\vec{r} + \vec{\rho} - \vec{\chi}) \cdot w_2(\vec{\chi}) d\vec{\chi}. \quad (1)$$

Аналогичные выражения в виде свёртки можно записать и для двух оставшихся распределений

$$f_2(\vec{r} + \vec{\delta}) = \int w_1(\vec{r} + \vec{\delta} - \vec{\chi}) \cdot w_3(\vec{\chi}) d\vec{\chi}, \quad (2)$$

$$f_3(\vec{\rho} - \vec{\delta}) = \int w_2(\vec{\rho} - \vec{\delta} - \vec{\chi}) \cdot w_3(\vec{\chi}) d\vec{\chi}. \quad (3)$$

При выводе соотношения (3) использовалась гипотеза о четности функции распределения ошибок СНС.

Система уравнений (1)-(3) является исходной для определения неизвестных распределений $w_1(\vec{r})$, $w_2(\vec{\rho})$ и $w_3(\vec{\delta})$.

Проведем в уравнениях системы преобразование Фурье, которое будем обозначать оператором \mathcal{F} . Тогда можно записать

$$\mathcal{F}[f_1(\vec{\chi})] = \mathcal{F}[w_1(\vec{\chi})] \cdot \mathcal{F}[w_2(\vec{\chi})], \quad (4)$$

$$\mathcal{F}[f_2(\vec{\chi})] = \mathcal{F}[w_1(\vec{\chi})] \cdot \mathcal{F}[w_3(\vec{\chi})], \quad (5)$$

$$\mathcal{F}[f_3(\vec{\chi})] = \mathcal{F}[w_2(\vec{\chi})] \cdot \mathcal{F}[w_3(\vec{\chi})]. \quad (6)$$

Система (4)-(6) представляет собой алгебраическую систему нелинейных уравнений относительно фурье-образов искомых распределений, решение которой можно записать в виде

$$\mathcal{F}[w_1(\vec{\chi})] = \sqrt{\frac{A \cdot B}{C}}; \quad \mathcal{F}[w_2(\vec{\chi})] = \sqrt{\frac{A \cdot C}{B}}; \quad \mathcal{F}[w_3(\vec{\chi})] = \sqrt{\frac{B \cdot C}{A}}. \quad (7)$$

Здесь: $A = \mathcal{F}[f_1(\vec{\chi})]$; $B = \mathcal{F}[f_2(\vec{\chi})]$; $C = \mathcal{F}[f_3(\vec{\chi})]$.

Переходя от фурье-образов к оригиналам (оператор \mathcal{F}^{-1}), получаем решение поставленной задачи

$$w_1(\vec{r}) = \mathcal{F}^{-1} \left[\sqrt{\frac{A \cdot B}{C}} \right], \quad w_2(\vec{\rho}) = \mathcal{F}^{-1} \left[\sqrt{\frac{A \cdot C}{B}} \right], \quad w_3(\vec{\delta}) = \mathcal{F}^{-1} \left[\sqrt{\frac{B \cdot C}{A}} \right]. \quad (8)$$

Проанализируем полученные решения в частном случае, когда экспериментально найденные распределения $f_1(\vec{r} + \vec{\delta})$, $f_2(\vec{r} + \vec{\rho})$ и $f_3(\vec{\rho} - \vec{\delta})$ хорошо аппроксимируются центрированными гауссовыми зависимостями с дисперсиями σ_1^2 , σ_2^2 и σ_3^2 соответственно. Учитывая, что образ Фурье

гауссовой кривой - гауссова кривая, находим, что $w_1(\vec{r})$, $w_2(\vec{\rho})$ и $w_3(\vec{\delta})$ - нормальные законы распределения с дисперсиями, определяемыми следующими соотношениями

$$\sigma_r^2 = (\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \sigma_3^2) / 2 ; \quad \sigma_\rho^2 = (\sigma_1^2 + \sigma_3^2 - \sigma_2^2) / 2 ; \quad \sigma_\delta^2 = (\sigma_3^2 + \sigma_2^2 - \sigma_1^2) / 2 . \quad (9)$$

Заключение

В работе предложен новый подход к задаче фильтрации статистических данных измерений, основанный не на очистке реализаций случайных процессов, представляющих собой аддитивную смесь полезного сигнала и помехи, а на обработке их (сигнала и помехи) функций распределения.

Для того чтобы подчеркнуть эту особенность обработки данных, термин фильтрация заменен на термин сепарация.

Показано, что при выполнении обычной гипотезы о статистической независимости информационной и шумовой компонент регистрируемого случайного процесса использование фурье-преобразования позволяет просто реализовать процедуру сепарации распределений компонент смеси, сводя задачу к решению системы трех нелинейных алгебраических уравнений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воскобойников Ю.Е., Гочаков А.В., Колкер А.Б. Фильтрация сигналов и изображений: Фурье и вейвлет алгоритмы. – Новосибирск: Изд-во НГАСУ, 2010.
2. Reich P.G. Analysis of long-range air traffic systems – separation standarts. Part I, II, III // The Journal of Institute of Navigation, 1966, vol.19, p.88, 163, 331.
3. Hsu D.A. The evaluation of aircraft collision probabilities at interesting air routes // The Journal of Navigation, 1981, vol. 34, N1, p. 78.
4. Кузнецов В.Л. Марковская модель оценки риска катастроф на воздушном транспорте // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2005. - № 91.
5. ICAO, Manual on Airspace Planning Methodology for the Determination of Separating Minima (Doc 9689) First Edition, 1988.

THE FOURIER-SEPARATION METHOD IN ESTIMATION OF PILOTING, ADS-B AND RADAR OBSERVATION ERRORS DISTRIBUTIONS PROBLEM

Kuznetsov V.L.

A new method for joint processing of data from ADS-B and radar observations proposed. It allows to obtain the estimations for distributions of aircraft position control system own errors and piloting errors. Method based on nonlinear fourier transform of histograms of ADS-B and radar observations.

Key words: fourier-separation method, piloting errors, measurement system errors.

Сведения об авторе

Кузнецов Валерий Леонидович, 1949 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1972), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой прикладной математики МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов - методы математического моделирования в задачах распространения излучения в пространственно неоднородных, случайных и периодических средах; задачи УВД и безопасность полетов.

УДК 621.396.96

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ПОЛЯРИЗАЦИОННОГО БАЗИСА И КООРДИНАТ ВЕКТОРА ПОЛЯ В СЛУЧАЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ПОЛЯ ЧЕТЫРЁХВЕКТОРОМ

А.И. КОЗЛОВ, Э.А. ЛУТИН

В статье рассмотрена методика преобразования поляризационного базиса и координат вектора для случая представления поля четырёхвектором.

Ключевые слова: поляризация радиоволн, четырёхвектор, матрица преобразования.

Вектор поляризации может быть представлен с помощью четырех вещественных чисел. Такое представление удобно для обработки информации о поляризации с помощью ЭВМ, а также в связи с тем, что четыре компонента так называемого четырехвектора X_1 ; X_2 ; X_3 ; X_4 измеряются непосредственно с помощью когерентной аппаратуры.

Итак, поляризацию радиоволны можно представить в четырехмерном вещественном пространстве в виде вектора столбца (четырёхвектора)

$$\vec{E} = \vec{X} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \\ X_4 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где X_i - координаты комплексных амплитуд поля, т.е.

$$E_1 = X_1 + jX_2; \quad E_2 = X_3 + jX_4.$$

Очень важное значение имеет преобразование поляризационного базиса (ПБ) и координат вектора поля при переходе от одной системы координат к другой или от одного базиса к другому. Преобразование поляризационного базиса четырехвектора осуществляется с помощью матрицы преобразования базиса

$$\vec{X}_H = R\vec{X}_c, \quad (2)$$

где X_c и X_H - четырехвекторы, определяющие базис соответственно старой и новой системы

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & r_{14} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & r_{24} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & r_{34} \\ r_{41} & r_{42} & r_{43} & r_{44} \end{bmatrix} \quad (3)$$

координат; - четырехмерная матрица преобразования базиса.

Матрица преобразования четырехвектора может быть определена с помощью матрицы преобразования базиса вектора, записанного в комплексной форме [1]

$$\vec{X}_H = Q\vec{X}_c = Q \begin{bmatrix} x_1 + jx_2 \\ x_3 + jx_4 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\text{где } Q = e^{j\varphi} \begin{bmatrix} \cos\gamma \cdot e^{j\eta} - \sin\gamma \cdot e^{-j\xi} \\ \sin\gamma \cdot e^{j\xi} - \cos\gamma \cdot e^{-j\eta} \end{bmatrix} \quad (5)$$

- матрица преобразования вектора базиса, записанного в комплексной форме; γ , η , ξ - поляризационные параметры волны; φ - фазовый параметр.

Производя перемножение матриц выражения (4) и выделяя действительную и мнимую части, можно определить новые значения координат базиса:

$$\begin{aligned} X_{1H} &= e^{j\varphi} (x_1 \cos \gamma \cos \eta - x_2 \cos \gamma \sin \eta - x_3 \sin \gamma \cos \xi - x_4 \sin \gamma \sin \xi) \\ X_{2H} &= e^{j\varphi} (x_1 \cos \gamma \sin \eta + x_2 \cos \gamma \cos \eta + x_3 \sin \gamma \sin \xi - x_4 \sin \gamma \cos \xi); \\ X_{3H} &= e^{j\varphi} (x_1 \sin \gamma \cos \xi - x_2 \sin \gamma \sin \xi + x_3 \cos \gamma \cos \eta + x_4 \cos \gamma \sin \eta); \\ X_{4H} &= e^{j\varphi} (x_1 \sin \gamma \sin \xi + x_2 \sin \gamma \cos \xi - x_3 \cos \gamma \sin \eta + x_4 \cos \gamma \cos \eta). \end{aligned} \quad (6)$$

С другой стороны, эти же координаты согласно (3) с учетом (2) имеют вид

$$X_{kH} = \sum_{i=1}^4 r_{ki} X_i, \quad (7)$$

где $k = 1, 2, 3, 4$.

Сопоставляя слагаемые в равенстве для X_{kH} выражения (6) и (7), запишем матрицу преобразования базиса четырехвектора

$$R = e^{j\varphi} \begin{bmatrix} \cos \gamma \cdot \cos \eta - \cos \gamma \cdot \sin \eta - \sin \gamma \cdot \cos \xi - \sin \gamma \cdot \sin \xi \\ \cos \gamma \cdot \sin \eta + \cos \gamma \cdot \cos \eta + \sin \gamma \cdot \sin \xi - \sin \gamma \cdot \cos \xi \\ \sin \gamma \cdot \cos \xi - \sin \gamma \cdot \sin \xi + \cos \gamma \cdot \cos \eta + \cos \gamma \cdot \cos \eta \\ \sin \gamma \cdot \cos \eta + \sin \gamma \cdot \cos \xi - \cos \gamma \cdot \sin \eta + \cos \gamma \cdot \cos \eta \end{bmatrix}. \quad (8)$$

В такой матрице возможно выделить сомножитель, определяющий геометрические параметры преобразования, и сомножитель фазового состояния

$$R = D_{\Sigma} Q_{0\Sigma}, \quad (9)$$

$$\text{где } D_{\Sigma} = \begin{bmatrix} D & D \\ -jD & jD \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\text{- матрица, определяющая фазовое состояние базиса; } Q_{0\Sigma} = \begin{bmatrix} Q_0 & jQ_0 \\ Q_0^* & -jQ_0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

- матрица, определяющая геометрические параметры базиса; знак * означает комплексное сопряжение параметра;

$$D = D(\eta) = \begin{bmatrix} e^{j\eta} & 0 \\ 0 & e^{-j\eta} \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$$Q_0 = Q_0(\gamma, \varphi_{12}) = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma e^{j\varphi_{12}} \\ -\sin \gamma e^{-j\varphi_{12}} & \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$\varphi_{12} = \pi - \xi - \eta.$$

Составляющие D и Q_0 имеют практическое значение, так как разделяют фазовые зависимости и геометрические параметры вектора поляризованного состояния волны при комплексном его представлении в новом базисе ввиду того, что выражение (5) может быть записано

$$Q = e^{j\varphi} D(\eta) Q_0(\gamma, \varphi_{12}). \quad (14)$$

Следует отметить, что каждая матрица сомножитель последнего выражения инварианта к параметрам матрицы другого сомножителя и это весьма важно для описания параметров физических устройств, осуществляющих преобразование базиса.

В явном виде произведение (9) с учетом (10) и (11) можно записать

$$R = \frac{e^{j\varphi}}{2} \begin{bmatrix} e^{j\eta} & 0 & e^{-j\eta} & 0 \\ 0 & e^{-j\eta} & 0 & e^{j\eta} \\ -je^{j\eta} & 0 & je^{-j\eta} & 0 \\ 0 & -je^{j\eta} & 0 & je^{j\eta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin e^{j\varphi_2} & j\cos\gamma & j\sin\gamma \cdot e^{j\varphi_2} \\ -\sin\gamma \cdot e^{-j\varphi_2} & \cos\gamma & -j\sin\gamma \cdot e^{-j\varphi_2} & j\cos\gamma \\ \cos\gamma & \sin\gamma \cdot e^{-j\varphi_2} & -j\cos\gamma & -j\sin\gamma \cdot e^{-j\eta} \\ -\sin\gamma \cdot e^{j\varphi_2} & \cos\gamma & j\sin\gamma \cdot e^{-j\varphi_2} & -j\cos\gamma \end{bmatrix}.$$

При перемножении матриц последнего выражения образуется матрица (7), каждый действительный член которой может быть представлен суммой двух комплексных величин, свертывающихся в одну действительную.

Представление действительной матрицы преобразования произведением двух комплексных матриц, инвариантных к параметрам друг друга, может оказаться весьма полезным для определения параметра функциональных узлов реальных практических преобразователей поляризации. Это произведение довольно просто связывает преобразование базиса комплексного вектора с помощью инвариантных сомножителей (14) с преобразованием базиса четырехвектора (9) единой методикой.

Целью введения четырехвектора было представление поляризационного состояния волны с помощью действительных чисел. Поэтому произведение комплексных матриц может оказаться неудобным. Однако разделение на инвариантные сомножители возможно и в действительной форме. Для этого разделим матрицы сомножителей выражения (9) на мнимую и действительную части

$$\begin{aligned} D_{\Sigma} &= \text{Re}D_{\Sigma} + j\text{Im}D_{\Sigma}; \\ Q_{0\Sigma} &= \text{Re}Q_{0\Sigma} + j\text{Im}Q_{0\Sigma}. \end{aligned}$$

При этом в соответствии с (10) (9) можно записать

$$R = \frac{1}{2} [\text{Re}D_{\Sigma} + j\text{Im}D_{\Sigma}] [\text{Re}Q_{0\Sigma} + j\text{Im}Q_{0\Sigma}],$$

а в силу действительного характера матрицы преобразования

$$R = \frac{1}{2} [\text{Re}D_{\Sigma} \cdot \text{Re}Q_{0\Sigma} - \text{Im}D_{\Sigma} \cdot \text{Im}Q_{0\Sigma}],$$

Учитывая, что $D^* = \text{Re}D - j\text{Im}D$ и $Q_0^* = \text{Re}Q_0 - j\text{Im}Q_0$, матрица преобразования четырехвектора может быть определена как

$$R = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \text{Re}D & \text{Re}D \\ \text{Im}D & \text{Im}D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{Re}Q_0 & -\text{Im}Q_0 \\ \text{Re}Q_0 & -\text{Im}Q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{Im}D & -\text{Im}D \\ -\text{Re}D & \text{Re}D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{Im}Q_0 & \text{Re}Q_0 \\ -\text{Im}Q_0 & -\text{Re}Q_0 \end{bmatrix}.$$

Последнее выражение можно упростить, представляя каждую матрицу как сомножитель в диагональной форме

$$R = \begin{bmatrix} \text{Re}D & 0 \\ 0 & \text{Im}D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{Re}Q_0 & 0 \\ 0 & \text{Im}Q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{Im}D & 0 \\ 0 & \text{Re}D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ -1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{Im}Q_0 & 0 \\ 0 & \text{Re}Q_0 \end{bmatrix},$$

где D и Q_0 - матрицы, определяемые соответственно выражениями (12) и (13);

$$I = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \text{ - единичная матрица.}$$

Подставляя значения элементов матрицы преобразования, определим ее в явном виде

$$R = \begin{bmatrix} \cos\eta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\eta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sin\eta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin\eta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma\cos\varphi_{12} & 0 & 0 \\ -\sin\gamma\cos\varphi_{12} & \cos\gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sin\gamma & \sin\gamma\sin\varphi_{12} \\ 0 & 0 & \sin\gamma\sin\varphi_{12} & 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sin\eta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin\eta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos\eta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos\eta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & \sin\gamma\sin\varphi_{12} & 0 & 0 \\ \sin\gamma\sin\varphi_{12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos\gamma & \sin\gamma\cos\varphi_{12} \\ 0 & 0 & -\sin\gamma\cos\varphi_{12} & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (15)$$

Обозначая первый и второй сомножители уменьшаемого соотношения (15) как D_R , второй I_R , третий Q_R , последнее выражение может быть записано в более компактной форме

$$R = \{D_R I_R Q_R - D_R^{-1} \tilde{I}_R Q_R^{-1}\}, \quad (16)$$

где знак (-1) означает матрицу, обратную индексируемой; знак \sim означает транспонирование матрицы. Преобразование базиса влечет за собой и изменение координат четырехвектора, определяющего поляризацию волны. Для определения этих координат следует учесть преобразование вектора из старого базиса в новый в комплексной форме

$$\vec{E}_H = Q^* \vec{E}_c. \quad (17)$$

Используя алгоритм, аналогичный выводу выражения (7), с помощью (17) можно получить выражение "новых" координат четырехвектора через известные параметры нового базиса

$$\vec{X}_H = \begin{bmatrix} X_{1H} \\ X_{2H} \\ X_{3H} \\ X_{4H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\eta & -\sin\gamma\cos\xi & \cos\gamma\sin\eta & \sin\gamma\sin\xi \\ \sin\gamma\cos\xi & \cos\gamma\cos\eta & \sin\gamma\sin\xi & -\cos\gamma\sin\eta \\ -\cos\gamma\sin\eta & -\sin\gamma\sin\xi & \cos\gamma\cos\eta & -\sin\gamma\cos\xi \\ -\sin\gamma\sin\xi & \cos\gamma\sin\eta & \sin\gamma\cos\xi & -\cos\gamma\cos\eta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1C \\ 2C \\ 3C \\ 4C \end{bmatrix} = R_B \vec{X}_c.$$

Отметим, что матрица преобразования волны совпадает с матрицей преобразования базиса (7) за исключением знака при членах, содержащих $Jm e^{j\eta}$ и $-Jm e^{j\xi}$.

С учетом этого матрица преобразования вектора может быть записана

$$R = I^\pm \cdot R \cdot I^\pm, \quad (18)$$

$$\text{где } I^\pm = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

Представление матрицы преобразования волны в виде произведения инвариантных матриц очевидно и может быть осуществлено подстановкой (15) или (16) в соотношение (18) и будет полезным при описании трансформации сигнала при его обработке с помощью реальных физически реализуемых устройств для представления сигнала при расчетах на ЭВМ и в ряде других случаев анализа взаимодействия волны и системы обработки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Богородский В.В., Канарейкин Д.Б., Козлов А.И. Поляризация рассеянного радиоизлучения земных покровов. - Л: Гидрометеиздат, 1981.
2. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Радиолокационная поляриметрия. - М.: Радиотехника, 2007.

**TRANSFORMATION OF POLARIZATION BASE AND COORDINATES
OF FIELD VECTOR IN CASE OF FIELD REPRESENTATION BY FOUR-VECTOR****Kozlov A.I., Lutin E.A.**

The article describes the technique of transformation of polarization base and vector coordinates for case of representation of field by four-vector.

Key words: radiowave polarization, four-vector, transformation matrix.

Сведения об авторах

Козлов Анатолий Иванович, 1939 г.р., окончил МФТИ (1962), заслуженный деятель науки и техники РФ, академик Академии транспорта РФ и Международной академии информатизации, профессор, доктор физико-математических наук, Соросовский профессор, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов – радиофизика, радиолокация, радиополяриметрия, дистанционное зондирование окружающей среды.

Лутин Эмиль Аркадьевич, 1942 г.р., окончил МАИ (1966), доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радиополяриметрия, дистанционное зондирование окружающей среды.

УДК 621.396.96

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПРЕДПОСЫЛКИ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ АКТИВНЫХ И ПАССИВНЫХ СДЗ

А.И. ЛОГВИН, Э.А. ЛУТИН, В.Е. ЕМЕЛЬЯНОВ

В статье приводится обоснование взаимосвязи между коэффициентом рассеяния, измеряемым активным радиолокатором, и коэффициентом излучения, измеряемым радиометром. Эта взаимосвязь позволяет взаимно корректировать результаты этих измерений. Показано, что значения измеряемых величин зависят от вида поляризации, используемой модели объекта и угла визирования.

Ключевые слова: коэффициент рассеяния, коэффициент излучения.

При решении задач дистанционного зондирования тенденция последних лет связана с применением активного и пассивного зондирования. Применение активно-пассивного комплекса позволяет существенно увеличить информативность процесса зондирования, а также повысить точность выделения измеряемого параметра путем учета корреляционных связей между выделяемыми параметрами, в частности, путем взаимочета коэффициента излучения при радиотепловом излучении и удельного коэффициента отражения [1].

В практическом плане интерес представляет нахождение взаимосвязи радиотеплового излучения и объемного рассеяния активного зондирования радиоволн. Эти процессы связаны между собой, и анализ соотношений между объемными проявлениями рассеяния σ и теплового излучения ε представляет определенный интерес. Получение точных соотношений между ε и σ_Φ вызывает некоторые трудности, связанные с невозможностью учета всех факторов, которые определяют развитие этих процессов. Однако в рамках определенных приближений, связанных, прежде всего, с рассмотрением однородной среды, имеется возможность построения упрощенных моделей этой взаимосвязи.

Такую модель, соответствующую геометрической модели рис.1, можно описать следующим образом. Допустим, что коэффициент излучения $\varepsilon(\theta)$ равен

$$\varepsilon_\beta(\theta) = 1 - \frac{1}{4\pi} \sum_{\alpha=B,\Gamma} \int_{\text{полусфера}} \sigma_{\alpha\beta}(\Omega_s, \Omega) d\Omega_s, \quad (1)$$

где $\beta=B,\Gamma$ поляризация падающего излучения; $\sigma_{\alpha\beta}(\Omega_s, \Omega)$ - бистатистический коэффициент рассеяния при угле падения $\Omega(\theta, \Phi)$ и поляризации излучения передатчика, равной β , рассеянного под углом $\Omega_s(\theta_s, \Phi_s)$ с поляризацией отраженного сигнала, равной α .

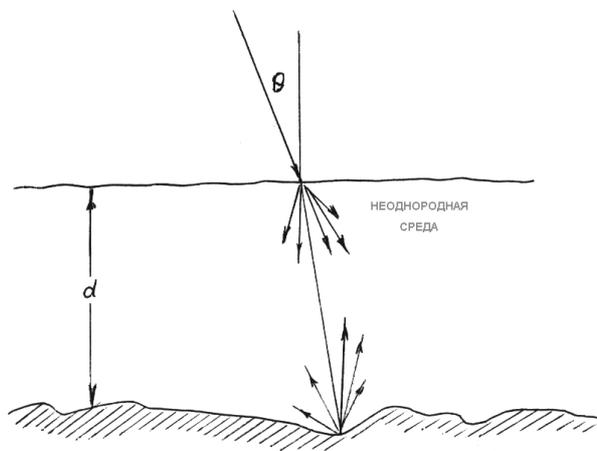


Рис. 1. Модель рассеяния радиолокационного сигнала

Выразим бистатистический коэффициент рассеяния σ через коэффициент объемного рассеяния

$$\sigma_{\alpha\beta}(\Omega_s, \Omega) = \sigma_{\alpha\beta}^{нов.}(\Omega_s, \Omega) + \sigma_{\alpha\beta}^{объёмн.}(\Omega_s, \Omega). \quad (2)$$

Для упрощения электродинамической задачи сделаем приближение:

- коэффициент пропускания на верхней границе раздела равен 1, что справедливо для подстилающей поверхности, покрытой растительностью. Для границы раздела снег-воздух коэффициент пропускания равен 0,96 при углах обзора от 0^0 до 50^0 при условии, что диэлектрическая проницаемость снега составляет $1,5 \epsilon_0$.

Вклад поверхностного рассеяния можно аппроксимировать как

$$\sigma_{\alpha\beta}^{нов.}(\Omega_s, \Omega) = \sigma_{\alpha\beta}^3(\Omega_s, \Omega) \cdot e^{-k_l \cdot d \cdot (\sec \alpha_s + \sec \alpha)}, \quad (3)$$

где $\sigma_{\alpha\beta}^3$ - представляет собой бистатистический коэффициент рассеяния земной поверхности при толщине поверхностного слоя $z=-d$. Экспоненциальный множитель последнего выражения учитывает затухание в пределах верхнего слоя; а K_1 коэффициент затухания верхнего слоя.

Коэффициент рассеяния шероховатой поверхности земли $\sigma_{\alpha\beta}^3$ имеет резко выраженный пик в зеркальном направлении и определяется в рамках геометрической оптики, а вклад от объемного рассеяния является ненаправленным.

С учетом сделанных приближений

$$\sigma_{\alpha\beta}^3(\Omega_s, \Omega) = \sigma_0 \frac{\cos \theta_s}{\cos \theta + \cos \theta_s} \left[1 - e^{k_l \cdot d \cdot (\sec \theta_s + \sec \theta)} \right], \quad (4)$$

где $\sigma_0 = \text{const}$ - удельный коэффициент рассеяния, не зависящий от углов падения и рассеяния.

Множитель в квадратных скобках учитывает конечную толщину рассеивающего слоя (d), а множитель $\cos \theta_s / (\cos \theta + \cos \theta_s)$ учитывает длину путей распространения падающей и рассеянной волн в пределах слоя.

Полагая фазовую функцию изотропной, подставим (2) - (4) в (1), тогда

$$\alpha_{\beta}(\theta) = 1 - \frac{\sigma_0 \cdot F_2(\tau, -\mu)}{2\mu} - \frac{1}{4\pi} \sum_{\alpha \in \Gamma, B \text{ полусфера}} \int \sigma_{\alpha\beta}^3(\Omega_s, \Omega) \times e^{-k_l \cdot d \cdot (\sec \theta + \sec \theta_s)} d\Omega_s, \quad (5)$$

где $\mu = \cos \theta$; $\tau = k_l d$ - оптическая толщина рассеивающего слоя; $F_2(\tau, -\mu)$ - функция Гондрасекара [2], выражаемая интегралами вида E_1 и E_2

$$\begin{aligned} F_2(\tau, -\mu) &= \mu \int_0^1 \frac{Z}{Z + \mu} \left[1 - \exp \left(-\tau \left(\frac{1}{Z} + \frac{1}{\mu} \right) \right) \right] dZ = \\ &= \mu \left[1 - e^{-\tau/\mu} E_2(\tau) - \mu \ln \left(1 + \frac{1}{\mu} \right) + \mu \cdot e^{-\frac{\tau}{\mu}} \cdot E_1(\tau) - \mu \cdot E_1 \left(\tau \left(\frac{1}{\mu} + 1 \right) \right) \right]. \end{aligned} \quad (6)$$

Последний член в (5) после интегрирования представляет собой коэффициент отражения шероховатой поверхности. Разница между коэффициентом отражения шероховатой поверхности и коэффициентом отражения гладкой поверхности является незначительной для данной модели. При этом

$$\alpha_{\beta}(\theta) = 1 - \sigma_0 \frac{F_2(k_l d, -\cos \theta)}{2 \cos \theta} - r_{\beta}^3(\theta) e^{-2k_l d \sec \theta}, \quad (7)$$

где $r_{\beta}^3(\theta)$ - коэффициент отражения земной поверхности при угле зондирования θ и поляризации излучаемого сигнала β . При совпадающих поляризациях коэффициент обратного рассеяния равен

$$\sigma_{\beta\beta}(\theta) = \sigma_{\alpha\beta}(\Omega_s = (\theta, \pi + \Phi), \Omega) \cos \theta. \quad (8)$$

Подставляя (2) - (4) в (8), получим

$$\sigma_{\beta\beta} = \frac{\sigma_0 \cos \theta}{2} (1 - e^{-k_l d \sec \theta}) + \sigma_{\beta\beta}^3(\theta) e^{-2k_l d \sec \theta}, \quad (9)$$

$$\text{где } \sigma_{\beta\beta}^3(\theta) = \sigma_{\beta\beta}^3(\Omega_s = (\theta, \pi + \Phi), \Omega) \cos \theta \quad (10)$$

- коэффициент обратного рассеяния земли при совпадающих поляризациях, имеющий существенную величину только для углов падения, близких к вертикальным.

Исключая σ_0 из выражений (7) и (9), можно получить весьма простую зависимость между коэффициентом обратного рассеяния активной РЛС и коэффициентом излучения радиометра

$$\sigma_{\beta\beta}(\theta) = [1 - \alpha_{\beta}(\theta) - r_{\beta}^3(\theta) \cdot e^{-2k_l d \sec \theta}] \frac{\cos^2 \theta}{F_2(k_l d, -\cos \theta)} \cdot (1 - e^{-2k_l d \sec \theta}) + \sigma_{\beta\beta}^3(\theta) e^{-2k_l d \sec \theta} \quad (11)$$

Представляют интерес два предельных случая:

1. Угол наблюдения, отсчитываемый от вертикали, таков, что $\sigma_{\beta\beta}^3(\theta)$ стремится к нулю. При этом

$$\sigma_{\beta\beta}(\theta) = [1 - \alpha_{\beta}(\theta) - r_{\beta}^3(\theta) \cdot e^{-2k_l d \sec \theta}] \cdot \frac{\cos^2 \theta}{F_2(k_l d, -\cos \theta)} (1 - e^{-2k_l d \sec \theta}). \quad (12)$$

Пусть в (12) угол зондирования $\theta = 50^\circ$, коэффициент отражения земной поверхности $r_{\beta}^3(\theta) = 0,25$, а оптическая толщина рассеивающего слоя составляет $k_l d = 0,5$. Если при этом измеренный коэффициент излучения двухслойной среды $\alpha_{\beta}(\theta) = 0,9$, то согласно (12) измеренный коэффициент обратного рассеяния для той же поляризации и того же угла наблюдения составляет величину $\sigma_{\beta\beta}(50^\circ) = -11,32$ дБ. Вычисления, проводимые в соответствии с (12), требуют априорного знания двух параметров - коэффициента отражения земной поверхности $r_{\beta}^3(\theta)$ и оптической толщины рассеивающего слоя $k_l d$. Следует отметить, что в ряде случаев ПАНХ знание этих величин прогнозируемо. Например, при проведении авиационных сельскохозяйственных работ на определенной местности, по определенным видам растительности той или иной области значения $r_{\beta}^3(\theta)$ и $k_l d$ определены с точностью не ниже 5%.

2. Исследование ограниченного полупространства, для которого (12) принимает вид

$$\sigma_{\beta\beta}(\theta) = \frac{(1 - \alpha_{\beta}(\theta)) \cos \theta}{1 - \cos \theta \ln(1 + \sec \theta)}. \quad (13)$$

Пользуясь параметрами снежного покрова, приведенными в [3], определим значения коэффициентов рассеяния и обратного отражения поверхности, покрытой снегом толщиной $d=1,4$ м и с влажностью 0%. Измерения проводились на частоте бортовой МНРЛС $f = 10$ ГГц при угле визирования $\theta = 57^\circ$, в результате которых измеренные значения коэффициента излучения имели величину $\alpha_r(57^\circ) = 0,8$, а коэффициент обратного рассеяния $\sigma_{rr}(57^\circ) = -9,7$ дБ, когда излучение и прием, в том числе и радиометром осуществлялся на горизонтальной поляризации. Расчет этих же коэффициентов с помощью (13) показал такие результаты - $\sigma_{rr}^0(57^\circ) = -5,99$ дБ и $\alpha_r(57^\circ) = 0,91$. Сопоставление экспериментальных данных и результатов расчета показывает существенное их расхождение: отличие коэффициентов обратного рассеяния около 37%, а коэффициента излучения 14%.

По всей видимости, источниками ошибок являются неточности задания модели, заключающиеся в предположении о бесконечности полупространства преобладания объемного рассеяния, и неучет влияния поверхностного слоя.

Если использовать приближения Борна [4] применительно к рассеянию от полупространства случайной среды, характеризуемой дисперсией σ и интервалами корреляции $\Delta\tau_r$ горизонтальной плоскости и $\Delta\tau_v$ в вертикальной, то бистатистический коэффициент рассеяния можно записать

$$\sigma_{\theta\theta}(\Omega_s, \Omega) = S(\theta_s, \theta) \cos^2 \theta_s \sin(\Phi_s - \Phi); \quad (14)$$

$$\sigma_{\varphi\varphi}(\Omega_s, \Omega) = S(\theta_s, \theta) \cos^2 \theta (\Phi_s - \Phi), \quad (15)$$

$$\text{где } S(\theta_s, \theta) = \frac{\sigma \cdot k^4 \cdot \Delta\tau_\theta \cdot \Delta\tau_\varphi}{2} \cdot \frac{\cos \theta_s}{K_a (\cos \theta_s + \cos \theta)}; \quad (16)$$

K_a - коэффициент поглощения.

При этом коэффициент обратного рассеяния равен

$$\sigma_{\varphi\varphi} = \frac{\sigma \cdot k^4 \cdot \Delta\tau_\theta \cdot \Delta\tau_\varphi}{4K_a} \cos \theta. \quad (17)$$

Выражение, описывающее взаимосвязь излучения и рассеяния, справедливо для модели, когда рассеяние является относительно изотропным по сравнению с поверхностным рассеянием, а коэффициент пропускания верхней границы раздела составляет примерно единицу. Эти приближения адекватны большинству случаев дистанционного зондирования земной поверхности в диапазоне СВЧ, когда максимальный размер отражателей сопоставим с длиной волны. Коэффициент пропускания удовлетворяет данной модели в значительной степени для рассеивающего слоя снега или растительности.

Сопоставление модели, определяемой выражениями (14) - (17) с экспериментальными данными Грея [5] показывает недостаточную точность их совпадения, что вызвано целым рядом факторов, указанных выше, а также случайным характером процессов рассеяния и излучения, который не учитывается в детерминированной модели.

В отличие от детерминированного, возможен статистический подход к взаимосвязи процессов рассеяния и излучения [6], основная сущность которого заключается в определении корреляционных связей между ними. Обозначим как и ранее в (2) бистатистический коэффициент рассеяния элемента поверхности dS как $\sigma(\Omega_s, \Omega_0, \vec{r})$, где \vec{r} - радиус-вектор dS в сферической системе координат, Ω_s - направление приема плоской ЭМВ, характеризуемое углами θ_s и Φ_s ; Ω_0 -направление падающей волны, характеризуемое углами θ_i и Φ_i . Делая довольно грубое допущение о взаимосвязи интенсивности излучения и рассеяния, определяемых соотношением [6]

$$\alpha(r, \Omega_i) = 1 - \sigma_u(r, \Omega_i), \quad (18)$$

где $\sigma_u(r, \Omega_i)$ - интегральный коэффициент рассеяния, включающий и обратное рассеяние

$$\sigma_0(r, \Omega_i) = \frac{1}{4\pi} \int \sigma(\Omega_s, \Omega_0, \vec{r}) d\Omega_s, \quad (19)$$

где $d\Omega_s$ - элемент телесного угла, получим статистические характеристики взаимосвязи рассеяния и излучения.

Для радиолокационных станций, эксплуатирующихся в гражданской авиации, наибольший интерес представляет обратное рассеяние, т.к. все бортовые станции являются однопозиционными. В связи с этим целесообразно сравнивать между собой коэффициент обратного рассеяния $\sigma_0(\vec{r}_s, \vec{r})$ и интегральный коэффициент $\sigma_u(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$.

В общем случае эти коэффициенты можно представить в виде суммы коэффициентов когерентного (квазизеркального) отражения σ_3 и диффузного рассеяния σ_D :

$$\sigma_0(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) = \sigma_{\text{кн.}}(\vec{r}) + \sigma_D(\vec{r}, \vec{\Omega}_i), \quad (20)$$

$$\sigma_u(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) = \sigma_{\text{к}}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) + \sigma_{\text{ДИ}}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i), \quad (21)$$

где $\sigma_{\text{кн.}}$ - когерентная составляющая коэффициента обратного рассеяния, определяемая участками поверхности, перпендикулярными к направлению лоцирования; $\sigma_{\text{ДИ}}$ - интегральный коэффициент диффузного рассеяния.

При анализе электродинамических моделей поверхностей когерентную составляющую будем находить как математическое ожидание рассеянного поля, положим коэффициент когерентного рассеяния σ_K равным коэффициенту зеркального отражения $\sigma_{\text{кн}}$.

Рассмотрим модели поверхностей, наиболее часто встречающиеся в процессе проведения работ использующих ПАНХ, и конкретизируем представления выражений (20) и (21).

1. Если поверхность плоская и слабошероховатая, для которой $\text{Kh}(\vec{r}) \ll 1$ и $D \cdot h \ll 1$, где h - высота неровностей, $D = (\partial/\partial x; \partial/\partial y)$ - поперечный оператор дифференцирования; $K = 2\pi/\lambda$ и h описывается нормальным законом распределения с функцией корреляции

$$R(\Delta x, \Delta y) = \sigma_h^2 \exp[-(\Delta x^2 + \Delta y^2)/lh^2],$$

то когерентная компонента и бистатистический коэффициент рассеяния могут быть определены следующими формулами:

$$\sigma_K(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) = |K_f(\theta_i)|^2 e^{-(2k\sigma_h \cos \theta_i)^2}; \quad (22)$$

$$\sigma_{\alpha, \beta}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i, \vec{\Omega}_s) = k \cos \theta_i \cos^2 \theta_s |a_{\alpha\beta}(\vec{\Omega}_i, \vec{\Omega}_s)|^2 \cdot W(\vec{q}_Z), \quad (23)$$

где $\vec{q}_z = (q_x, q_y)$; $q_x = k(\sin \theta_s \cos \Phi_s - \sin \theta_i)$; $q_y = k \sin \theta_s \sin \Phi_s$;

$$W(\vec{q}_z) = \frac{1}{4\pi^2} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \langle h(\vec{r} + \Delta \vec{r}) \rangle \exp(-j\vec{q}_z \cdot \Delta \vec{r}) d\Delta \vec{r}.$$

Коэффициенты $a_{\alpha\beta}$ зависят от диэлектрической проницаемости и углов θ_i , θ_s , и Φ_s . Индекс α указывает на характер поляризации излучаемых колебаний, β - принимаемых.

Для определения коэффициента рассеяния необходимо (22) и (23) подставить в выражение (20), положив при этом $\theta_i = \theta_s$ и $\Phi_s = \pi$. Коэффициент отражения присутствует в (22) в этой подстановке лишь при $\theta_i = 0$. В свою очередь, подстановка (22) и (23) с учетом (19) в выражение (21) позволяет получить формулу для определения интегрального коэффициента рассеяния.

2. Если модель поверхности характеризуется крупными неровностями, то поле, образуемое от взаимодействия волны с этой поверхностью, находится в приближении Кирхгофа [7], и при этом предполагается, что отражение происходит от плоскостей, касательных к неровностям поверхности в соответствии с законами геометрической оптики. В этом случае практический интерес представляют две ситуации:

- когда угловое разрешение радиолокатора соизмеримо с размерами шероховатости и коэффициенты рассеяния ведут себя в соответствии с формулами Френеля для плоской границы раздела;

- когда угловые размеры "пятна" антенны много больше размеров шероховатостей. Тогда, при условии, что высота неровностей значительно больше длины волны, можно считать, что в выражениях (20) и (21) когерентные компоненты отсутствуют. Для такой модели бистатистический коэффициент рассеяния диффузной компоненты, для которой корреляционная функция может быть представлена выражением (22), запишется

$$\sigma_{\alpha\beta}(\vec{\Omega}_i, \vec{\Omega}_s) = \frac{4\pi}{\lambda^2} \cos \theta_i K_{\alpha\beta} \cdot F^2 \cdot \gamma, \quad (24)$$

где $\gamma = \frac{\pi \cdot \ell \cdot h}{q_\gamma^2 \cdot \sigma_h^2} \exp\left(-\frac{q_z^2 lh}{4q_\gamma^2 \cdot \sigma_h^2}\right)$; $q_z = q_x^2 + q_y^2$; $q_\gamma = k(\cos \theta_i + \cos \theta_s)$;

$$F = \frac{1 + \cos \theta_i \cos \theta_s - \sin \theta_i \sin \theta_s \cos \varphi_s}{\cos \theta_i (\cos \theta_i + \cos \theta_s)}.$$

Поляризационные свойства рассеянного сигнала учитываются коэффициентом $K_{\alpha\beta}$, который выражается через тензорные коэффициенты отражения от плоскости [8].

Статистическая связь коэффициентов $\sigma_0(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$ и $\sigma_n(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$ может быть определена исходя из того, что они являются случайными нормальными функциями координат \vec{r} . Если модель поверхности представляется пространственно однородными неровностями, то эти коэффициенты получают путем статистического усреднения полей квадратичных значений их флуктуаций. Будем полагать, что условие пространственной однородности выполняется лишь в пределах элемента площади поверхности dS . Структура выражений для математических ожиданий коэффициентов $\sigma_0(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$ и $\sigma_n(\vec{r}_i, \vec{\Omega}_i)$ и их центрированных флуктуационных составляющих такая же, как и структура выражений (20) и (21). Очевидно, что между математическими ожиданиями этих коэффициентов при известной модели поверхности существует вполне определенная аналитическая зависимость.

Мерой статистической связи изображений получаемых с помощью радиометра и радиолокатора примем коэффициент корреляции равный

$$R(\vec{r}_{1,2}, \vec{\Omega}_{i,2}) = \frac{\langle \sigma_0(\vec{r}_1, \vec{\Omega}_{i1}) \sigma_n(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle}{\sigma_0 \sigma_n}, \quad (25)$$

где σ_0^2 и σ_n^2 - дисперсия флуктуаций коэффициентов рассеяния; $\sigma_0(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$ и $\sigma_n(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$ - центрированные флуктуационные составляющие коэффициентов рассеяния, которые для простоты будем обозначать так же, как и сами коэффициенты. Центрированные коэффициенты аналогично (20) и (21) могут быть представлены суммой когерентной и диффузной составляющих. При этом

$$R(\vec{r}_{1,2}, \vec{\Omega}_{i,2}) = \frac{1}{\sigma_0 \sigma_n} \left[\langle \sigma_{кн.}(\vec{r}_1) \sigma_{к.}(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle + \langle \sigma_{кн.}(\vec{r}_1) \cdot \sigma_{диф.}(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle + \langle \sigma_{диф.}(\vec{r}_1, \vec{\Omega}_{i1}) \sigma_{к.}(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle + \langle \sigma_{диф.}(\vec{r}_1, \vec{\Omega}_{i1}) \sigma_{диф.}(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle \right] \quad (26)$$

В общем виде расчет коэффициента корреляции требует значительного количества данных, число которых может быть уменьшено при рассмотрении соотношения диффузных и когерентных компонент для частных случаев конкретных поверхностей.

1. $\sigma_{диф.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) \ll \sigma_{кн.}(\vec{r}), \sigma_{диф.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) \ll \sigma_{к.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$. Такое соотношение компонент коэффициентов обратного рассеяния и интегрального коэффициента характерно для мелко шероховатой или квазизеркальной поверхности, перпендикулярных направлению лоцирования. Случайный характер коэффициентов отражения $\sigma_{кн.}(\vec{r})$ и $\sigma_{к.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$ обусловлен случайным расположением областей когерентного отражения, а также довольно медленным изменением электрофизических параметров поверхности. При этом

$$R(\vec{r}_{1,2}) = (\sigma_{кн.} \cdot \sigma_{к.})^{-1} \langle \sigma_{кн.}(\vec{r}_1) \sigma_{к.}(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle = \begin{cases} (\sigma_{кн.})^{-2} \langle \sigma_{кн.}(\vec{r}_1) \sigma_{кн.}(\vec{r}_2) \rangle ; \vec{r} = \vec{r}_n \\ 0 ; \vec{r} \neq \vec{r}_n, \end{cases} \quad (27)$$

где $\sigma_{кн.}^2$ и $\sigma_{к.}$ - дисперсии когерентных составляющих соответственно коэффициента обратного рассеяния и интегрального коэффициента; r_n - координаты областей, расположенных перпендикулярно направлениям лоцирования.

Таким образом, корреляционная функция носит дискретный спадающий характер, а полная корреляция возможна лишь в точках $\vec{r}_1 = \vec{r}_2 = \vec{r}_n$.

2. $\sigma_{диф.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) \gg \sigma_{кн.}(\vec{r}), \sigma_{диф.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) \gg \sigma_{кн.}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$. Такое соотношение компонент характерно для сильно шероховатой поверхности, когда высота неровностей значительно превышает длину волны. Этим условиям также удовлетворяют поверхности, соответствующие нахождению в

элементе dS большего количества крупных пологих неровностей. В этом случае коэффициент корреляции можно представить в виде

$$R(\vec{r}_{1,2}, \vec{\Omega}_{i1,2}) = \frac{\langle \sigma_D(\vec{r}_1, \vec{\Omega}_{i1}) \sigma_{ДИ}(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle}{\sigma_D \cdot \sigma_{ДИ}} =$$

$$= \frac{1}{\sigma_D \cdot \sigma_{ДИ}} \cdot \int_{+dS} \langle \sigma_D(\vec{r}_1, \vec{\Omega}_{i1}) \sigma_D(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i1}, \vec{\Omega}_s) \rangle dS$$
(28)

Расчет диффузной компоненты интегрального коэффициента рассеяния, приведенный в [6] дает результат

$$\sigma_{ДИ} = 0.25 \cdot (1 + 0.5 \sec \theta_i) \sigma_D(\vec{r}, \vec{\Omega}_{i1}),$$

подстановка которого в (28) позволяет получить выражение частного коэффициента корреляции

$$R(\vec{r}_{1,2}, \vec{\Omega}_{i1,2}) = 0.25(1 + \sec \theta_i) \sigma_D(\vec{r}, \vec{r}_i). \quad (29)$$

Выражение (29) указывает на полную корреляцию радиолокационного и радиотеплового изображений ($R = 1$) в точках $\vec{r}_1 = \vec{r}_2$.

3. Если радиолокационное изображение определяется только диффузной компонентой $\sigma_D(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) \gg \sigma_{кн.}(\vec{r})$, а радиотепловое - когерентной $\sigma_k(\vec{r}, \vec{\Omega}_i) \gg \sigma_{ДИ}(\vec{r}, \vec{\Omega}_i)$, что характерно для наклонной локации мелкошероховатой поверхности, коэффициент корреляции может быть представлен довольно просто

$$R(\vec{r}_{1,2}, \vec{\Omega}_{i1,2}) = \frac{\langle \sigma_D(\vec{r}_1, \vec{\Omega}_{i1}) \sigma_k(\vec{r}_2, \vec{\Omega}_{i2}) \rangle}{\sigma_D \cdot \sigma_k}. \quad (30)$$

В этом случае коэффициент корреляции может быть значительно меньше единицы, что связано с различием причин порождающих радиолокационное и радиотепловое поле. Так, диффузная компонента обусловлена наличием неровностей, в то время как когерентная - связана с регулярной структурой поверхности.

Выражения (27), (29) и (30) охватывают взаимосвязь радиолокационного и радиотеплового изображений для основных структур подстилающей поверхности, вызывающих преобладание одной из составляющих коэффициентов обратного рассеяния и интегрального коэффициента. При наличии всех составляющих коэффициентов рассеяния в формулах (20) и (21) величина коэффициентов корреляции зависит от их соотношений, но для поверхностей, образующих одновременно и когерентные, и диффузные составляющие радиополей, коэффициент корреляции может быть весьма близким к единице.

Расчет коэффициента корреляции, как мы убедились, возможен при априорном знании структуры подстилающего покрова и позволяет теоретически оценить возможности совместного активно-пассивного зондирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Козлов А.И., Лугин Э.А. Комплексное использование устройств, зондирующих земные покровы // Статистические методы обработки данных дистанционного зондирования окружающей среды: тезисы докладов всерос. науч.-техн. конф. - Рига, 1986.
2. Chandrasekhar S. "Radioactive transfer". New York: Dover, 1960, pp. 142-149.
3. Ulabu F.T., Stiles W.H. Microwave radiometric observations of snowpacks. Workshop on microwave remote sensing of snowpack properties". NASA Conf. publ. 2153, Fort Collins, CO, may 20-22 1980, pp. 1083-1091.
4. Zuniga M., Habashi T., Kong J.A. Active remote sensing of random medium. IEEE Trans. Geosciences Electron, vol. GE-17, 1979, pp. 296-302.

5. Cray A.L., Hawkins R.K., Livingstone C.E., Drappier L. Arsenault, Ichustone W.M. Simultaneous scatterometer and radiometer measurements of sea ice microwave signatures. IEEE Journal oceanic engineering, vol OE-7, № 1, January 1982, pp. 20-32.

6. Волосюк В.К., Пономарев В.И., Яковлев В.П., Позоровский А.Ю. Корреляционная связь радиолокационных и радиотепловых изображений поверхности: труды ГОСНИЦИПР. - Л: Гидрометеиздат, 1986. - № 26.

7. Басс Ф.Г., Фукс И.М. Рассеяние волн на статистически неровной поверхности. - М.: Наука, 1972.

8. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Радиолокационная поляриметрия. - М.: Радиотехника, 2007.

THEORETICAL PRECONDITIONS OF ACTIVE FND PASSIVE FRS

Logvin A.I., Lutin E.A., Emeliynov V.E.

The article describes the relation validation of scattering coefficient measured with active radar and radiation coefficient measured with radiometer. This relation makes possible to correct the results of these measurements mutually. It was shown that measured values depend on polarization, using object model and observation angle.

Key words: scattering coefficient, radiation coefficient.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил Киевский государственный университет (1966), действительный член Академии транспорта РФ, доктор технических наук, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радиополяриметрия, дистанционное зондирование окружающей среды.

Лутин Эмиль Аркадьевич, 1942 г.р., окончил МАИ (1966), доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радиополяриметрия, дистанционное зондирование окружающей среды.

Емельянов Владимир Евгеньевич, 1951 г.р., окончил КИИ ГА (1974), профессор, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, автор более 90 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация радиоэлектронных систем, функционирующих в сложной электромагнитной обстановке.

УДК 621.396

ЛОКАЛЬНО-ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННО - ИНФОРМАЦИОННАЯ РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

В.И. БАБУРОВ, А.Г. ГЕРЧИКОВ, А.И. КОЗЛОВ, В.К. ОРЛОВ, Е.Е. НЕЧАЕВ, Ю.Г. ШАТРАКОВ

Рассмотрены основные принципы построения нового класса систем – навигационно-информационных. Обоснована необходимость подобных систем, рассмотрена структура и основные алгоритмы работы. Проведена оценка точностных характеристик.

Ключевые слова: радионавигация, информационная система.

Развитие авиационной техники требует адекватного развития систем обеспечения полетов, в том числе систем радионавигации. Насыщенность современных самолетов разнообразной радиоаппаратурой ставит перед разработчиками этой аппаратуры высокие требования не только по качеству решения функциональных задач, но и по параметрам, характеризующим экономное использование разнообразных ресурсов – полосе частот, массе, габаритам, потребляемой мощности и т.д. Общеизвестным путем решения этой задачи является создание интегрированных систем [1; 10]. Современные летательные аппараты (ЛА) оборудованы различными системами, предназначенными для навигационного и информационного обеспечения всех этапов полета. Эти системы можно разделить на два класса - глобальные и локальные. Глобальные и локальные системы связи обеспечивают связь экипажа с диспетчерским центром, а также передачу необходимых полетных данных с Земли на борт и с борта на Землю, а также обмен данными между бортами. Использование этих систем для целей навигации весьма ограничено и в основном эти системы используются для целей управления воздушным движением (УВД). Глобальные системы навигации способны обеспечить местоопределение ЛА в любой момент времени в любой точке Земли и околоземного пространства. К таким системам относятся существующие и разрабатываемые спутниковые радионавигационные системы (СРНС) ГЛОНАСС, *GPS*, *Galileo*, *COMPAS*, а также импульсно-фазовые и фазовые радиосистемы дальней навигации наземного базирования (РСДН) [10].

Локальные системы имеют ограниченную дальность действия и функционируют в заданном географическом районе при нахождении в зоне действия соответствующих наземных средств (радиомаяков). К таким системам относятся радиосистемы ближней навигации (РСБН, *DME*, *VOR*), системы инструментальной посадки (ПРМГ, *ILS*, *MLS*), системы вторичной радиолокации, автоматические радиоконпасы. В свою очередь использование глобальных и локальных систем навигации для информационного обмена также весьма ограничено. Из глобальных систем наибольший интерес представляют СРНС. Их высокая точность, высокий темп обновления информации вместе с качествами, определяющими их "глобальность", позволяют решить практически все задачи радионавигационного обеспечения полетов. Однако эти системы имеют и существенные недостатки. В первую очередь нужно отметить следующие слабые места СРНС: низкая помехозащищенность, связанная с удаленностью источников сигналов (навигационных спутников), и относительно малая мощность этих сигналов. Источник помех, даже маломощный, но находящийся близко от приемоизмерителя, может полностью нарушить процесс позиционирования.

Импульсно-фазовые системы дальней навигации значительно уступают СРНС по точности и зоне охвата, однако меньше подвержены влиянию помех, превосходят СРНС по целостности и непрерывности местоопределения и при этом значительно экономичнее в обслуживании. Эти обстоятельства привели к появлению комплексов, совместно использующих *GPS* и РСДН. Ло-

кальные системы свободны от недостатков, присущих СРНС, но ограничены зоной действия и в большинстве случаев имеют более низкую точность. Объединить достоинства глобальных и локальных навигационных и информационных систем позволяет интеграция каналов измерения и информационного обмена. Таким образом, по существу, формируется радиотехническая система нового класса - навигационно-информационная система. Варианты построения таких комплексных систем могут быть различными в зависимости от решаемых задач. Интегрированная локально-глобальная навигационно-информационная система, решая задачи, присущие каждой системе навигации и связи (локальной и глобальной) в отдельности, может решать и дополнительные задачи. При этом расширение функциональных возможностей происходит без увеличения массо-габаритных характеристик при соответствующем сокращении диапазона используемых частот, что является существенным фактором технико-экономической эффективности. Для обеспечения безопасности полетов, повышения эффективности использования авиации представляется целесообразным построение локально-глобальной радиотехнической системы на основе комплексного использования данных локальной системы, например, РСБН с введением функции информационного обмена и глобальной системы, например, ГЛОНАСС (не исключая при этом возможности использования и данных других систем ближней и спутниковой радионавигации) [2; 3]. Упрощенная структурная схема аппаратуры абонента навигационно-информационной системы приведена на рис. 1.

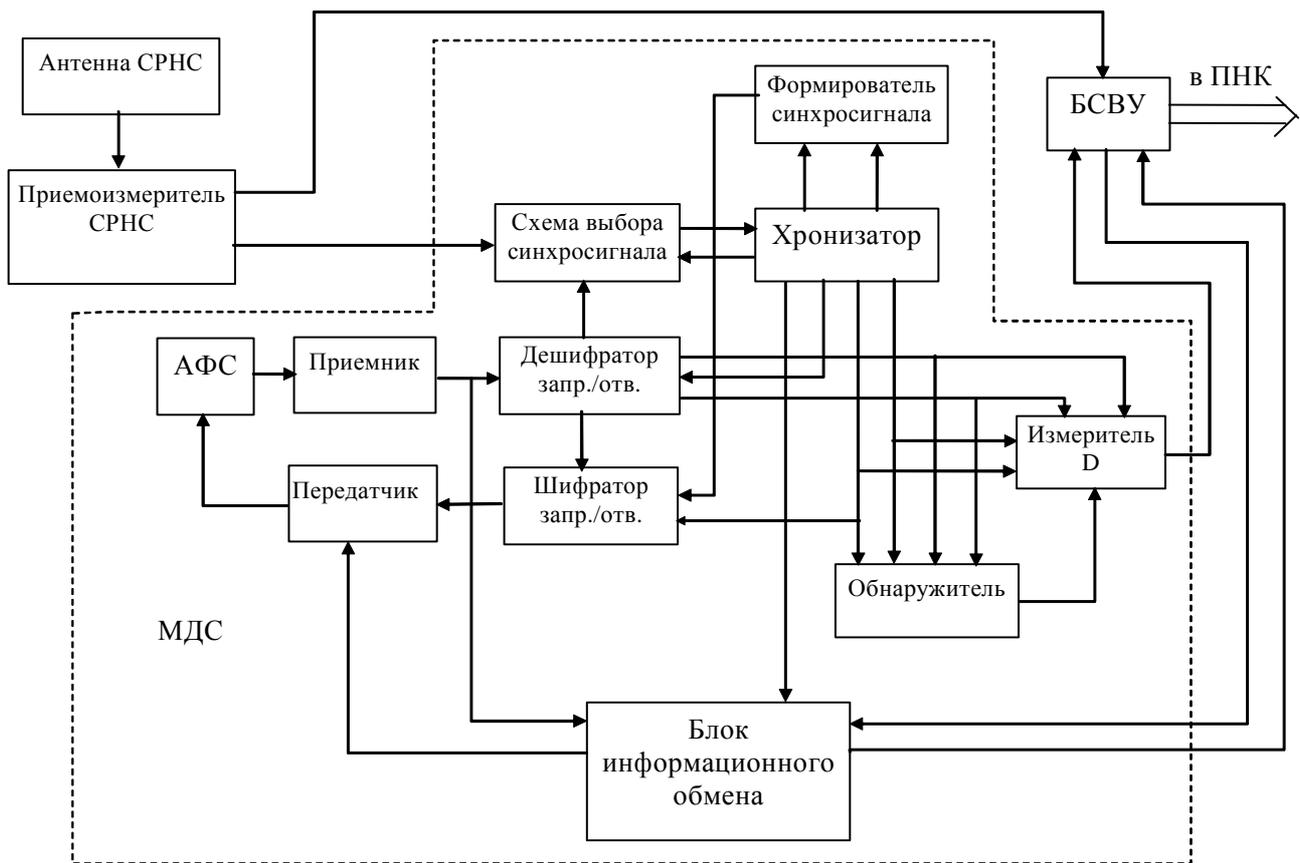


Рис. 1. Упрощенная структурная схема аппаратуры абонента навигационно-информационной системы

Основой структуры является многоабонентная дальномерная система (МДС), построенная на базе дальномерного тракта РСБН. Все абоненты системы равноправны и работают на одной частоте излучения. Взаимодействие абонентов производится на основе множественного доступа с временным разделением (МДВР), при котором каждый абонент получает свой интервал

для излучения запросных и ответных сигналов [4]. Единую интервальную сетку на всех абонентах обеспечивает синхронизация. При этом для функционирования МДС синхронизация может быть относительно грубой (с точностью до времени распространения сигналов между абонентами) [5]. Основной задачей, решаемой МДС, является измерение дальностей. В [6] было показано, что при всенаправленном излучении запросных и ответных сигналов на каждом из взаимодействующих объектов могут быть определены все дальности (радиальные и взаимные). Тем самым жестко фиксируется конфигурация взаимного расположения этих объектов (рис. 2).

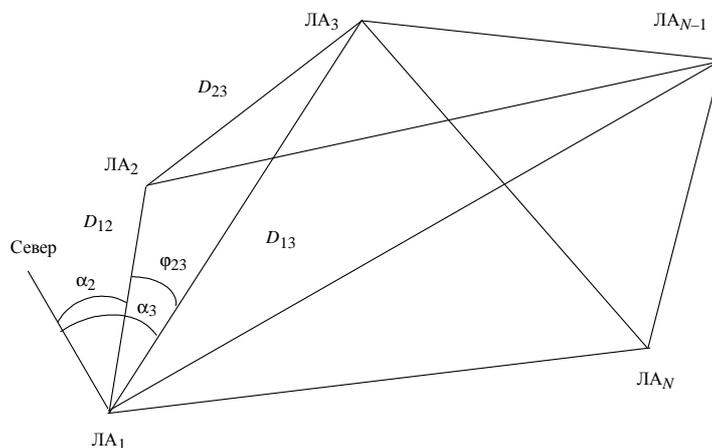


Рис. 2. К определению конфигурации взаимного расположения

Это позволяет получить и некоторую угломерную информацию. В частности, на \$LA_1\$ может быть определен внутренний угол

$$\phi_{23} = \arccos \frac{D_{12}^2 + D_{13}^2 - D_{23}^2}{2D_{13}D_{23}}. \tag{1}$$

При известных высотах полета объектов (получаемых по данным информационного обмена) внутренние углы зависят от относительных пеленгов (в данном случае \$LA_2\$ и \$LA_3\$ относительно \$LA_1\$). Это позволяет определить относительные пеленги всех взаимодействующих объектов, если каким-то образом определены пеленги некоторых из них. Например, при известном пеленге \$LA_2\$ и вычисленном внутреннем угле может быть найден пеленг \$LA_3\$

$$\alpha_3 = \alpha_2 \pm \phi_{23}. \tag{2}$$

Неоднозначность может быть устранена, если известен пеленг еще хотя бы одного из взаимодействующих ЛА (либо за счет априорной информации).

Дополнительные возможности появляются у МДС при наличии точной синхронизации (с учетом времени распространения сигналов между абонентами) и достаточно стабильных задающих генераторов [6]. В этом случае радиальные дальности могут быть измерены однопутевым (беззапросным) методом, что позволяет кардинально повысить пропускную способность системы (число взаимодействующих абонентов при фиксированном темпе обновления информации). Кроме измерения дальностей МДС обеспечивает обмен навигационной информацией между взаимодействующими объектами. Обмен производится на той же частоте и в той же интервальной сетке, что и измерение дальностей. Каждый абонент в своем интервале времени передает всенаправленно свою информацию. Минимальный состав информации должен включать в себя идентификационный номер абонента, его абсолютные координаты и составляющие вектора скорости. Основным источником информации о координатах и скорости является приемоизмеритель СРНС, включенный в состав системы (рис. 1). Канал информационного обмена дает возможность на борту каждого объекта знать собственные абсолютные координаты и скорость, а также абсолютные координаты и скорость всех взаимодействующих объектов. Это позволяет на борту каждого ЛА определить относительные координаты всех взаимодействующих с ним

ЛА в абсолютной системе координат. Расчетным путем при этом могут быть получены относительные дальности, пеленги и углы места взаимодействующих объектов [3]

$$\begin{cases} D = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta h^2} \\ \alpha = \arctg \frac{\Delta y}{\Delta x} + \pi \cdot \text{rect}(\Delta x) \cdot \text{sign}(\Delta y), \\ \beta = \arcsin \frac{\Delta h}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta h^2}} \end{cases} \quad (3)$$

где Δx , Δy – относительные координаты в горизонтальной плоскости;

Δh – относительная высота.

Канал информационного обмена работает в диапазоне частот РСБН, и его дальность действия соответствует дальности прямой видимости, то есть взаимодействующие объекты находятся в зоне сильной корреляции погрешностей СРНС. Поэтому при работе по единому рабочему созвездию навигационных спутников в процессе определения относительных координат происходит компенсация коррелированных составляющих погрешностей, что по точностным характеристикам практически эквивалентно дифференциальному режиму СРНС [7]. Комплексное использование непосредственных измерений и результатов расчетов на основе данных информационного обмена позволяет повысить точность и достоверность относительного местоопределения. Рассмотрим точностные характеристики системы в различных режимах работы. Основным источником информации об абсолютных координатах является приемоизмеритель СРНС. Погрешности в определении координат (2σ) в среднем могут составлять порядка 20 м в горизонтальной плоскости и 30 м по высоте. При работе по единому созвездию навигационных спутников погрешности определения относительных координат, а также погрешность вычисления относительной дальности будут иметь величину примерно на порядок ниже. При использовании информации СРНС погрешность определения абсолютных координат будет содержать случайную составляющую, независимую у разных ЛА, и коррелированную составляющую, практически одинаковую у всех взаимодействующих ЛА (при условии совпадения рабочих созвездий) [7]. Дисперсия ошибок определения координаты может быть записана в виде

$$\sigma_q^2 = \sigma_{q_{сл}}^2 + \sigma_{q_{кор}}^2, \quad (4)$$

где q – одна из абсолютных (геоцентрических) координат; $\sigma_{q_{сл}}^2$ – суммарная дисперсия случайных составляющих погрешности; $\sigma_{q_{кор}}^2$ – суммарная дисперсия коррелированных составляющих.

При обмене данными об абсолютных координатах на данном ЛА₀ будут определены относительные координаты $\Delta q_i = q_i - q_0$.

Если определение абсолютных координат на двух ЛА произведено по одному и тому же рабочему созвездию, то коррелированные составляющие погрешностей будут скомпенсированы (аналогично дифференциальному режиму работы СРНС). При равноточном определении координат на двух ЛА дисперсия погрешностей относительной координаты будет равна $\sigma_{\Delta q}^2 = 2\sigma_{q_{сл}}^2$, то есть практически будет совпадать с дисперсией определения координат в дифференциальном режиме $\sigma_{\Delta q}^2 = \sigma_{q_{диф}}^2$.

Таковую же величину будет иметь дисперсия погрешностей относительной дальности, вычисленной в соответствии с верхней формулой выражения (3). Совместное использование результатов непосредственных измерений (радиальные и взаимные дальности и связанные с ними внутренние углы) и результатов расчетов на основе абсолютных координат взаимодействующих

щих объектов (относительные координаты в декартовой, цилиндрической или сферической системах координат) позволяет улучшить характеристики системы, в частности: обнаружить аномальные ошибки измерения, связанные с нарушениями в каналах измерения или информационного обмена; повысить целостность и непрерывность решения навигационных задач за счет информационной избыточности; повысить точность определения относительных координат за счет совместного использования навигационной информации, получаемой от различных источников. Основные режимы работы рассматриваемой навигационно-информационной системы – определение абсолютных и относительных координат и информационный обмен. Тем самым система может решать традиционные задачи: навигация на маршруте полета; межсамолетная навигация и наблюдение воздушной обстановки; информационный обмен (не только навигационной, но и другими видами информации). В то же время построение навигационно-информационной системы позволяет решать и другие задачи. В [8] показана возможность использования метода относительного местопределения для обеспечения захода на посадку. Особенно важно это может быть для малооборудованных аэродромов. Таким образом, локально-глобальная навигационно-информационная радиотехническая система, объединяя функции систем навигации и связи, может решать следующие основные задачи: определение собственных абсолютных координат и составляющих вектора скорости по сигналам ГЛОНАСС (а при наличии возможности – и *GPS*, *Galileo* и т.д.); прием и передача по каналу информационного обмена абсолютных и относительных координат, составляющих вектора скорости взаимодействующих объектов и другой служебной информации; определение расчетным путем относительных координат (дальность, пеленг, угол места) и составляющих относительной скорости взаимодействующих объектов; непосредственное измерение радиальных дальностей до взаимодействующих объектов; определение взаимных дальностей и внутренних углов в группе взаимодействующих объектов; комплексное использование данных прямых измерений и информационного обмена; обеспечивающее повышение точности определения относительных координат; помехозащищенность и целостность интегрированной системы при решении задач навигации (в том числе межсамолетной), посадки, наблюдения и информационного обмена.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бабуров В.И., Пономаренко Б.В.** Принципы интегрированной бортовой авионики. - СПб.: Изд-во «Агентство РДК-Принт», 2005.
2. **Герчиков А.Г., Громов Г.Н., Наливайко Д.А., Орлов В.К., Чернявский А.Г.** Принципы построения локально-глобальной многоабонентной системы относительной навигации // Вопросы радиоэлектроники, серия ОВР. - 1990. - Вып. 21. - С. 3-12.
3. **Бабуров В.И., Герчиков А.Г., Добырин В.В. и др.** Определение относительных координат в локальной радиотехнической системе с обменом данными // Вопросы радиоэлектроники, серия РЛТ. - 2009. - Вып. 2. - С. 175-182.
4. **Бабуров В.И., Герчиков А.Г., Наливайко Д.А., Орлов В.К. и др.** Многостанционный доступ в локальной радиотехнической системе информационного обмена и наблюдения // Транспорт: наука, техника, управление. - 2002. - № 2. - С. 33-37.
5. **Бабуров В.И., Герчиков А.Г., Наливайко Д.А., Орлов В.К. и др.** О синхронизации в радиотехнических системах информационного обмена и наблюдения // Транспорт: наука, техника, управление. - 2001. - № 8. - С. 23-26.
6. **Герчиков А.Г., Наливайко Д.А., Орлов В.К., Чернявский А.Г.** Оценка точности измерения дальности в многоабонентной дальномерной системе // Вопросы радиоэлектроники, серия РЛТ. - 2009. - Вып. 2. - С. 165-174.
7. **Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. и др.** Сетевые спутниковые радионавигационные системы / под ред. В.С. Шебшаевича. - М.: Радио и связь, 1993.
8. **Бабуров В.И., Герчиков А.Г., Орлов В.К., Чухлеб С.Н.** Оценка возможности использования метода относительного местопределения для обеспечения захода на посадку // Транспорт: наука, техника, управление. - 2005. - № 12. - С. 29-31.
9. Радиотехнические системы / под ред Ю.М. Казаринова. - М.: Академия, 2008.
10. **Шатраков Ю.Г.** Морские радионавигационные системы. - М.: Радио и связь, 1991.

LOCAL GLOBAL RADIO SYSTEMS OF NAVIGATION AND INFORMATION

Baburov V., Gerchikov A., Kozlov A., Nechaev E., Orlov V., Chatrakov U.

The basic principles of the design of the new class of navigation information systems are reviewed. The necessity of these systems is argued; the structure and the algorithms of their functioning are considered. The accuracy characteristics are estimated.

Key words: System of Radio navigation, Ranging System, System of Communications, Relative Navigation, Aircraft.

Сведения об авторах

Бабуров Владимир Иванович, 1954 г.р., окончил ЛЭИС им. проф. М.А. Бонч-Бруевича (1976), доктор технических наук, директор НТЦ "Навигатор" ОАО «ВНИИРА», автор более 200 научных работ, область научных интересов - разработка бортовой аппаратуры.

Герчиков Альберт Грейнемович, 1938 г.р., окончил ЛЭИС им. проф. М.А. Бонч-Бруевича (1964), кандидат технических наук, начальник отдела ОАО «ВНИИРА», автор 100 научных работ, область научных интересов - разработка бортовой аппаратуры.

Козлов Анатолий Иванович, 1939 г.р., окончил МФТИ (1962), заслуженный деятель науки и техники РФ, академик Академии транспорта РФ и Международной академии информатизации, профессор, доктор физико-математических наук, Соросовский профессор, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов - радиофизика, радиолокация, радиополяриметрия, дистанционное зондирование окружающей среды.

Нечаев Евгений Евгеньевич, 1952 г.р., окончил НГТУ (1974), доктор технических наук, профессор, проректор МГТУ ГА, заведующий кафедрой управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов - антенные измерения, техника СВЧ, использование спутниковых технологий при ОрВД.

Орлов Владимир Константинович, 1953 г.р., окончил СПбГЭТУ «ЛЭТИ» (1980), кандидат технических наук, доцент кафедры радиотехнических систем СПбГЭТУ «ЛЭТИ», автор 100 научных работ, область научных интересов - создание интегрированной аппаратуры.

Шатраков Юрий Григорьевич, 1938 г.р., окончил ЛИАП (1964), доктор технических наук, профессор, советник генерального директора ОАО «ВНИИРА», автор более 300 научных работ, область научных интересов - создание радиотехнических систем.

УДК 621.391.82

О ПРИМЕНИМОСТИ ЛОГОНОРМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ВЕРОЯТНОСТНОГО ОПИСАНИЯ АТМОСФЕРНЫХ И ИНДУСТРИАЛЬНЫХ ПОМЕХ

А.Н. ЗАЙЦЕВ, В.И. ТРОИЦКИЙ

Рассматриваются условия применимости логонормальной модели для вероятностного описания атмосферных и промышленных помех.

Ключевые слова: логонормальная модель, атмосферная помеха, промышленная помеха.

В работе [1] в рамках логонормальной модели получены основные вероятностные характеристики выбросов огибающей атмосферного шума. При вычислении этих характеристик допущается, что огибающая атмосферного шума $E(t)$ является логонормальным случайным процессом как в одномерном, так и в двумерном смысле. Корреляционная функция такого процесса, используемая для вычисления вероятностных характеристик выбросов, записывается в виде [2]

$$B_E(\tau) = A^2 \exp \{ \sigma^2 [1 + R(\tau)] \}, \quad (1)$$

где $R(\tau)$ и σ^2 - нормированная корреляционная функция и дисперсия исходного нормального процесса $r(t)$, с которым процесс $E(t)$ связан соотношением

$$E(t) = A \exp [r(t)], \quad (2)$$

A - параметр, определяемый выражением

$$A = \left[\overline{E^2(t)} \right]^{1/2} \exp(-\sigma^2) = B_E^{1/2}(0) \exp(-\sigma^2). \quad (3)$$

Физической предпосылкой применимости для вероятностного описания квазиимпульсной помехи типа атмосферного шума логонормальной модели является экспоненциальная зависимость амплитуд импульсов E помехи от затухания r на трассе их распространения

$$E = (k\sqrt{P}/d) \exp(-r), \quad (4)$$

которую удобно представить в виде

$$E = \exp \left(-r + \frac{1}{2} \ln P - \ln d + \ln k \right), \quad (5)$$

где k - постоянный коэффициент; P - пиковая мощность электрических разрядов, приводящих к появлению импульсов помехи; d - расстояние до источника помехи.

Как отмечалось в [3], в предположении наличия на трассе распространения помехи протяженностью d большого числа элементарных участков d_i со случайными значениями затухания $r_i = \delta_i d_i$, где δ_i - коэффициент затухания i -го участка трассы, которые можно считать взаимонезависимыми, и при отсутствии участков с преобладающим затуханием в соответствии с центральной предельной теоремой теории вероятностей Ляпунова, флуктуации суммарного затухания $r = \sum_{i=1}^n r_i$ на трассе являются нормальными. При этом то обстоятельство, что r входит в

показатель экспоненты в выражении (5) линейно, а остальные параметры P , d и k - под знаком логарифма, приводит к преобладающему влиянию флуктуации r на флуктуации амплитуд импульсов E . На этом основании сделан вывод о справедливости логонормальной модели флуктуаций огибающей помехи $E(t)$, что эквивалентно утверждению о нормальном распределении процесса $r(t)$, имеющего физический смысл флуктуаций затухания на трассе, при представлении огибающей помехи $E(t)$ в виде (2). При этом экспериментальным подтверждением указанного вывода является совпадение расчетных и экспериментальных кривых распределения оги-

бающей атмосферного шума, имеющее место в области значений огибающей, превышающих уровень фоновой компоненты шума.

Представляет интерес определение условий, при которых можно считать справедливой гипотезу о том, что процесс $E(t)$ логонормален в двумерном смысле, поскольку эти условия позволят определить границы применимости вычисленных в [1] вероятностных характеристик выбросов огибающей атмосферного шума. Целесообразна также проверка адекватности двумерной модели реальному процессу путем сравнения экспериментальных и расчетных вероятностных характеристик.

Указанные условия вытекают из условий, при которых формулируется обобщенная на двумерный случай центральная предельная теорема теории вероятностей [4]. Пусть r_{i_1}, r_{i_2} - компоненты вектора \vec{r} на плоскости. Совместная функция распределения компонент $r_1 = \sum_{i=1}^n r_{i_1}$ и

$r_2 = \sum_{i=1}^n r_{i_2}$ суммарного вектора \vec{r} по мере увеличения числа слагаемых n стремится к двумерному нормальному закону распределения при условии, что суммируемые векторы взаимно независимы, а их компоненты подчиняются одному и тому же двумерному закону распределения $W_2(r_{i_1}, r_{i_2})$. При этом компоненты r_{i_1}, r_{i_2} вектора r_i и компоненты r_1, r_2 вектора \vec{r} имеют физический смысл затухания на i -м участке трассы и суммарного затухания на всей трассе для двух моментов времени.

Таким образом, дополнительным условием, необходимым и достаточным для применимости двумерной логонормальной модели при вероятностном описании огибающей атмосферного шума, является постоянство на трассе распространения импульсов помехи двумерного распределения, а следовательно, и корреляционной функции и энергетического спектра флуктуаций затухания радиоволн. Это условие можно рассматривать как требование анизотропии в указанном вероятностном смысле электрофизических характеристик атмосферы и подстилающей поверхности, определяющих затухание радиоволн на трассе их распространения.

С учетом сказанного, в частности, можно ожидать, что атмосферная помеха в полярных районах в периоды авроральных возмущений ионосферы будет хуже описываться логонормальной моделью по сравнению с помехой в средних широтах из-за влияния возмущенных участков ионосферы.

Полученные в [1] в рамках двумерной логонормальной модели вероятностные характеристики выбросов огибающей атмосферного шума позволяют оценить степень согласия этой модели с экспериментальными данными. На рис. 1 - 3 приведены показанные соответственно пунктирными и сплошными линиями расчетные и заимствованные из [5] экспериментальные зависимости среднего числа пересечений в секунду N огибающей помехи фиксированного уровня от величины этого уровня, а также кривые распределений длительности импульсов атмосферной помехи и длительности интервалов между импульсами. На рис. 2 - 3 по оси абсцисс указаны соответственно процент импульсов $P_{умп}$ с длительностью $\tau_{умп}$, превышающей указанную по оси ординат, и процент интервалов между импульсами $P_{инт}$ с длительностью $\tau_{инт}$, превышающей указанную по оси ординат. Теоретические кривые строились для условий, при которых были получены экспериментальные кривые, а именно: при входной полосе приемного устройства $b = 4$ кГц и рабочей частоте $f = 2,5$ МГц. При этом, поскольку на экспериментальных кривых значения огибающей отсчитываются в децибелах относительно $\kappa T_0 b$, где κ и T_0 - постоянная Больцмана и абсолютная температура в градусах Кельвина, а на расчетных кривых отсчет ведется относительно $(\overline{E^2})^{1/2}$, произведено сопряжение расчетных и экспериментальных данных - учтено, что для рассматриваемых условий приема уровень (в дБ) относительно $\kappa T_0 b$ выше уровня (в дБ) относительно $(\overline{E^2})^{1/2}$ на 78 дБ [5]. Кроме того, при построении теоретиче-

ских кривых принята используемая обычно при приближенных расчетах аппроксимация энергетического спектра огибающей случайного процесса в виде прямоугольного треугольника с основанием, равным ширине полосы исходного процесса. При этом в расчетных формулах для вероятностных характеристик выбросов [1] среднеквадратическая частота флуктуации огибающей принята равной

$$\omega_{1E} = [-B'_E(0) / B_E(0)]^{1/2} \cong 2\pi / (\sqrt{6})b. \quad (6)$$

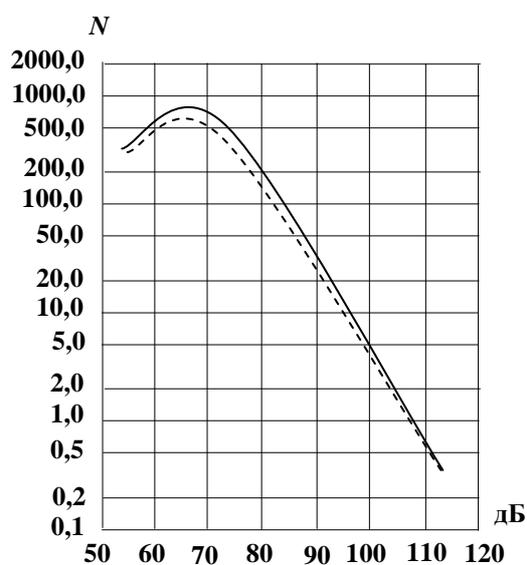


Рис. 1. Среднее число пересечений в единицу времени огибающей атмосферной помехи фиксированного уровня

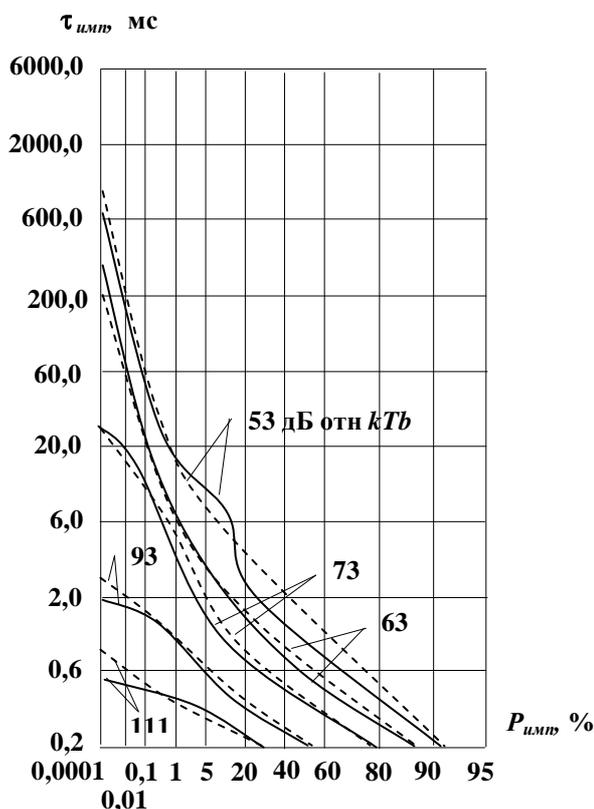


Рис. 2. Распределение длительности импульсов атмосферной помехи

Из проведенного сравнения расчетных и экспериментальных кривых можно сделать вывод об их удовлетворительном совпадении и соответственно о справедливости гипотезы о применимости двумерной логонормальной модели для вероятностного описания огибающей атмосферного шума.

Представляет также интерес рассмотрение вопроса о применимости этой модели для вероятностного описания другого вида квазиимпульсных помех - индустриальной помехи. На рис. 4 - 6 приведены рассчитанные в рамках указанной модели кривые вероятностных характеристик выбросов, аналогичных приведенным на рис. 1 - 3 для атмосферного шума (пунктирные линии), и экспериментальные кривые [5] (сплошные линии), полученные при $b = 4$ кГц и $f = 102$ МГц. Поскольку на экспериментальных кривых так же, как и на теоретических кривых, значения огибающей отсчитываются (в дБ) относительно $(E^2)^{1/2}$, в данном случае сопряжения расчетных и экспериментальных кривых не требуется.

Из проведенного сравнения, показавшего удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных кривых, можно сделать вывод о применимости двумерной логонормальной модели и для вероятностного описания индустриальных помех.

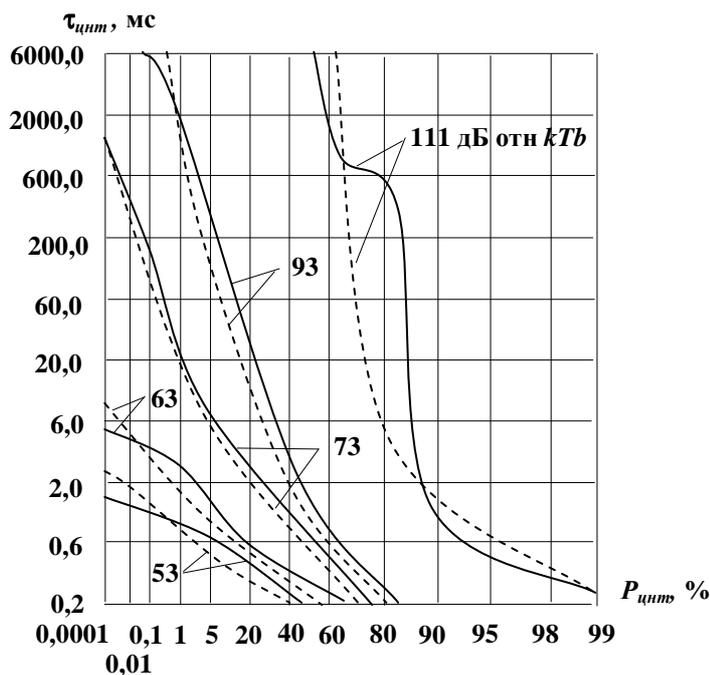


Рис. 3. Распределение длительности интервалов между импульсами атмосферной помехи

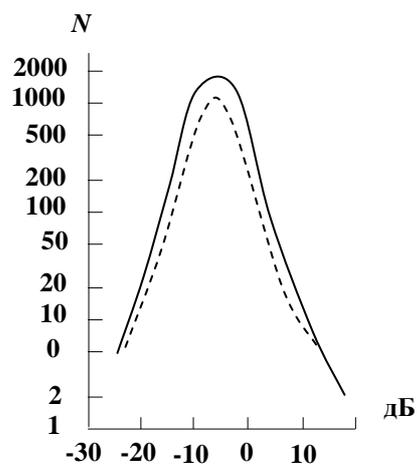


Рис. 4. Среднее число пересечений в единицу времени огибающей промышленной помехи фиксированного уровня

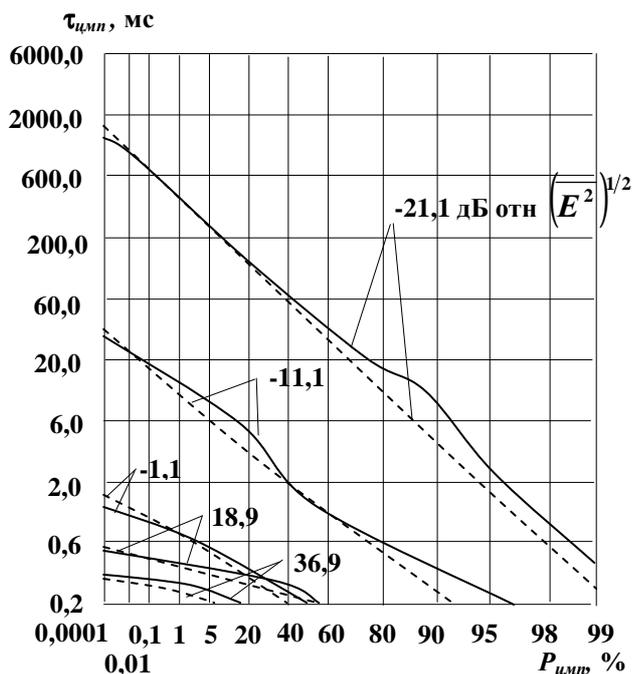


Рис. 5. Распределение длительности импульсов промышленной помехи

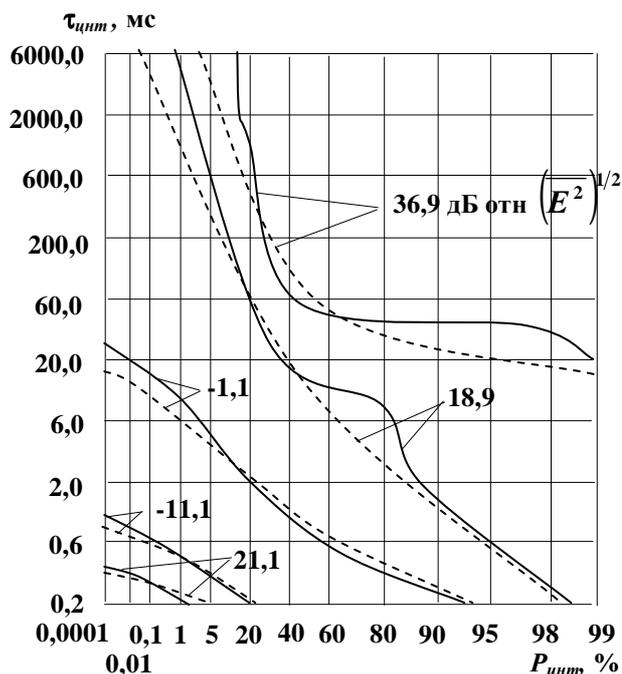


Рис. 6. Распределение длительности интервалов между импульсами промышленной помехи

ЛИТЕРАТУРА

1. Рубцов В.Д. Выбросы огибающей атмосферного шума // Радиотехника и электроника. - 1977. - Т. 22. - № 1.
2. Omura J.K., Shaft P.D. Modem performance in VLF atmospheric noise // IEEE Trans., V. COM-19, 1976.
3. Beckman P. Amplitude-probability distribution of atmospheric radio noise // Radio science, V. 68D, № 6, 1964.
4. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники - М.: Сов. радио, 1966. - Кн. 1.
5. Disney R.T., Spaulding A.D. Amplitude and time statistics of atmospheric and man-made radio noise // Report ERL-150, ITS-98, U. S. Department of commerce, Wash., 1970.

ABOUT APPLICATION OF LOGONORMAL MODEL FOR PROBABILITY DESCRIPTION OF ATMOSPHERIC AND MAN-MADE RADIO NOISE

Zajtsev A.N., Troitskiy V.I.

Conditions of application logonormal model for probability description of atmospheric and man-made radio noise is considered.

Key words: logonormal model, atmospheric radio noise, man-made noise.

Сведения об авторах

Зайцев Алексей Николаевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1977), доктор технических наук, старший научный сотрудник, советник генерального директора МКБ «Компас», автор более 40 научных работ, область научных интересов - радионавигация, навигация и управление воздушным движением.

Троицкий Владимир Иванович, 1942 г.р., окончил МФТИ (1965), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой физики МИИГАиК, автор более 160 научных работ, область научных интересов – теория антенн (синтез антенн, фазированные антенные решетки), оптические системы, лазерная локация, волоконно-оптическая связь, исследование радиотеплового излучения земных покровов в СВЧ диапазоне и его использование в прикладных задачах.

УДК 621.391.82

О НЕПАРАМЕТРИЧЕСКИХ СВОЙСТВАХ ФАЗОВОГО МЕТОДА ОБРАБОТКИ СИГНАЛА В УСЛОВИЯХ СОВМЕСТНОГО ДЕЙСТВИЯ АДДИТИВНЫХ И МУЛЬТИПЛИКАТИВНЫХ ПОМЕХ

А.Н. ЗАЙЦЕВ, В.Д. РУБЦОВ, В.И. ТРОИЦКИЙ

Показано, что непараметрические свойства приемника с фазовой обработкой при слабом сигнале сохраняются в условиях совместного действия аддитивных и мультипликативных помех.

Ключевые слова: непараметрическая обработка, фазовый метод, аддитивная помеха, мультипликативная помеха.

Представляет интерес анализ, сохраняет ли обработка смеси сигнала и помехи по схеме «широкополосное ограничение - узкая полоса» (ШОУ), являющейся непараметрической, то есть квазиоптимальной при произвольном распределении аддитивной помехи [1], свои непараметрические свойства при наличии флуктуаций амплитуды и фазы сигнала - фединга, иными словами, в условиях действия наряду с аддитивной также и мультипликативной помехи.

Актуальность такого рассмотрения обусловлена тем, что флуктуации амплитуды и фазы сигнала являются довольно распространенным мешающим фактором для приемной радиоэлектронной аппаратуры (РЭА).

В периоды авроральных возмущений ионосферы в высоких широтах федингу подвержены системы дальней радиосвязи диапазона декаметровых волн (ДКМВ), а также средства радиосвязи и радионавигации, работающие в более низкочастотных диапазонах волн. Кроме того, в авиационных системах радиосвязи и радионавигации, работающих в диапазоне метровых волн (МВ), флуктуации амплитуды и фазы сигнала могут быть вызваны многолучевым распространением радиосигнала, связанным с отражениями его от элементов рельефа местности и местных предметов.

В спутниковых системах радиосвязи и радионавигации, работающих в дециметровом диапазоне волн, наряду с многолучевостью к флуктуациям амплитуды и фазы сигнала могут приводить затенение навигационных космических аппаратов (НКА) элементами конструкции ВС и дифракцию сигнала на лопастях несущего винта вертолета. Причем в связи с низкой энергетикой спутниковых систем для них характерно малое отношение сигнал / помеха.

Базовый алгоритм обработки сигнала, предполагающий широкополосное ограничение его смеси с помехой с последующей согласованной фильтрацией, применительно к которому проводится анализ, находит широкое применение в связи с внедрением в практику цифровых методов обработки сигнала в приемных устройствах и стремлением к упрощению аналого-цифрового преобразователя.

Поскольку при такой обработке используется информация только о фазе, рассмотрим плотность вероятностей фазы смеси федингующего сигнала

$$s(t) = \lambda(t) A(t) \cos \{ \omega_0 t - [\psi(t) + \theta(t)] \}, \quad (1)$$

где $\lambda(t)$ и $\theta(t)$ - в общем случае статистически зависимые помехи, модулирующие амплитуду $A(t)$ и фазу $\psi(t)$ сигнала и аддитивной помехи

$$n(t) = E(t) \cos [\omega_0 t - \varphi(t)] \quad (2)$$

с равномерным распределением фазы $W(\varphi) = \frac{1}{2\pi}$ и произвольным распределением огибающей

$W(E)$, флуктуации которой, как и в [2], полагаем статистически независимыми от флуктуаций фазы.

При медленном фединге условная совместная плотность вероятностей огибающей и фазы аддитивной смеси сигнала (1) и помехи (2) (при фиксированных параметрах фединга) не зависит от его скорости [2] $W_s(E_s, \varphi_s | \lambda, \dot{\lambda}, \theta, \dot{\theta}) \equiv W_s(E_s, \varphi_s | \lambda, \theta)$.

При этом условная совместная плотность вероятностей квадратурных компонент смеси $X_s(t) = E_s(t) \cos \varphi_s(t)$ и $Y_s(t) = E_s(t) \sin \varphi_s(t)$ также не зависит от скорости фединга.

Ее можно выразить через совместную плотность вероятностей квадратурных компонент аддитивной помехи

$$W_s(X_s, Y_s | \lambda, \theta) = W(X_s - x, Y_s - y), \quad (3)$$

где $x(t) = \lambda(t) A(t) \cos [\psi(t) + \theta(t)]$, $y(t) = \lambda(t) A(t) \sin [\psi(t) + \theta(t)]$ - квадратурные компоненты федингующего сигнала. (4)

При слабом сигнале, разлагая $W[X_s - x, Y_s - y]$ в ряд по степеням $x(t)$ и $y(t)$ и ограничиваясь первыми тремя членами ряда, из (3) получаем

$$W_s(X_s, Y_s | \lambda, \theta) \approx W(X_s, Y_s) - x \frac{\partial W(X_s, Y_s)}{\partial X_s} - y \frac{\partial W(X_s, Y_s)}{\partial Y_s}. \quad (5)$$

Входящее в (5) выражение для совместной плотности вероятностей квадратурных компонент помехи можно выразить через совместную плотность вероятностей огибающей и фазы помехи

$$E(t) = [X^2(t) + Y^2(t)]^{1/2}, \quad \varphi(t) = \arctg \frac{Y(t)}{X(t)},$$

которую, в свою очередь, с учетом принятых допущений о статистической независимости их флуктуаций и равномерности распределения фазы представим в виде

$$W(E, \varphi) = W(E)W(\varphi) = \frac{W(E)}{2\pi}. \quad (6)$$

В соответствии с правилами функционального преобразования случайных величин из (6) получим

$$W(X, Y) = \frac{W[(X^2 + Y^2)^{1/2}]}{2\pi(X^2 + Y^2)^{1/2}}, \quad (7)$$

где $W(\cdot)$ - плотность вероятностей огибающей помехи; $\frac{1}{(X^2 + Y^2)^{1/2}}$ - якобиан преобразования

при переходе от E, φ к X, Y .

Подставляя (7) в (5) и выражая $W_s(E_s, \varphi_s | \lambda, \theta)$ через $W_s(X_s, Y_s | \lambda, \theta)$, с использованием правил функционального преобразования случайных величин и с учетом (4) найдем

$$\begin{aligned} W_s(E_s, \varphi_s | \lambda, \theta) &\approx \\ &\approx \frac{1}{2\pi} \left\{ W(E_s) - \lambda A \left[\frac{dW(E_s)}{dE_s} - \frac{W(E_s)}{E_s} \right] \cos [\varphi_s - (\psi + \theta)] \right\}. \end{aligned} \quad (8)$$

Из (8) для безусловной совместной плотности вероятностей огибающей и фазы смеси запишем

$$\begin{aligned} W_s(E_s, \varphi_s) &= \int_0^\infty \int_{-\pi}^\pi W_s(E_s, \varphi_s | \lambda, \theta) W(\lambda, \theta) d\lambda d\theta \approx \\ &\approx \frac{1}{2\pi} \left\{ W(E_s) - NA \left[\frac{dW(E_s)}{dE_s} - \frac{W(E_s)}{E_s} \right] \cos [\varphi_s - (\psi + \theta)] \right\}, \end{aligned}$$

где $W(\lambda, \theta)$ - совместная плотность вероятностей параметров $\lambda(t)$ и $\theta(t)$,

$$N = \left[(\lambda \cos \theta)^2 + (\lambda \sin \theta)^2 \right]^{1/2}; \quad (9)$$

$$\Phi = \operatorname{arctg} \left[\frac{\lambda \sin \theta}{\lambda \cos \theta} \right], \quad (10)$$

черта сверху означает усреднение по ансамблю реализаций. При этом для плотности вероятностей фазы смеси, ограничиваясь рассмотрением аддитивных помех с достаточно «гладкой» плотностью вероятностей огибающей $W(E)$ и полагая $W(E)|_{E=0} = 0$, имеем

$$W_s(\varphi_s) = \int_0^{\infty} W_s(E_s, \varphi_s) dE_s \approx \frac{1}{2\pi} \left\{ 1 + Naq \cos[\varphi_s - (\psi - \Phi)] \right\},$$

где $a = \left[\overline{E^2} / 2 \right]^{1/2} \left[\overline{E^{-1}} \right]$, $\overline{E^{-1}} = \int_0^{\infty} [W(E) / E] dE$, $q = \frac{A}{\sigma}$, $\sigma^2 = \frac{\overline{E^2}}{2}$ - дисперсия аддитивной помехи.

Как видим, плотность вероятностей фазы смеси федингующего сигнала и аддитивной помехи при сделанных допущениях с точностью до коэффициента при косинусе и его аргумента совпадает с плотностью вероятностей фазы смеси аддитивной помехи и нефлуктуирующего сигнала [3].

При этом оценка постоянной на интервале наблюдения фазы сигнала ψ по критерию максимума правдоподобия, полученная по n независимым выборочным значениям фазы смеси [4], определяется выражением

$$\psi^* = \operatorname{arctg} (Y^*/X^*), \quad (11)$$

где $Y^* = \sum_{i=1}^n q_i \sin \varphi_i$, $X^* = \sum_{i=1}^n q_i \cos \varphi_i$, $q_i = \frac{A_i}{\sigma}$ - весовые коэффициенты, учитывающие амплитудную модуляцию сигнала.

Решение задачи обнаружения сигнала сводится к получению оценочного значения амплитуды сигнала

$$A^* = \sqrt{(X^*)^2 + (Y^*)^2}, \quad (12)$$

и сравнению его с порогом z .

При сделанных допущениях структура приемника остается квазиоптимальной как при произвольном законе распределения аддитивной помехи $W(E)$ [1], так и при произвольном совместном распределении флуктуаций амплитуды и фазы сигнала $W(\lambda, \theta)$, то есть алгоритмы (11) и (12) являются непараметрическими в указанном расширенном смысле.

При высокой точности оценки фазы сигнала, реализуемой при достаточно большом объеме выборки $n \gg 1$, оценочные значения фазы сигнала (11) в первом приближении можно считать распределенными по нормальному закону. При этом смещение и дисперсия оценки определяются выражениями

$$\delta\psi^* = \overline{\psi^*} - \psi = \Phi; \quad (13)$$

$$\sigma^2 \psi^* = \frac{2}{N^2 a^2} \frac{1}{\sum_{i=1}^n q_i^2} = \frac{4}{N^2 (\overline{E^2}) (\overline{E^{-1}})^2} \frac{1}{\sum_{i=1}^n q_i^2}. \quad (14)$$

Эквивалентное отношение сигнал-помеха, необходимое при решении задачи обнаружения для расчета характеристик обнаружения равно

$$q_{\text{экв}} = \frac{N_a}{\sqrt{2}} q_{\text{max}} = \frac{N(\overline{E^2})^{1/2}(\overline{E^{-1}})}{2} q_{\text{max}};$$

где $q_{\text{max}} = \frac{A_{\text{max}}}{\sigma}$.

Существенным обстоятельством является то, что наличие сложной мультипликативной помехи (флуктуаций амплитуды и фазы сигнала) приводит в общем случае к смещению оценки фазы, определяемому выражениями (13) и (10).

В частном случае, при независимых флуктуациях амплитуды и фазы и симметричных флуктуациях последней, с учетом того, что $\overline{\sin \theta} = 0$, из (10) и (13) получим

$$\delta\psi^* = \Phi = \arctg \frac{\overline{\lambda \sin \theta}}{\lambda \overline{\cos \theta}} = \arctg \frac{\overline{\lambda \sin \theta}}{\lambda \overline{\cos \theta}} = 0. \quad (15)$$

Таким образом, на основании проведенного анализа известное положение об инвариантности к распределению помехи структуры квадратурного приемника с фазовой обработкой входного сигнала, синтезированного в предположении наличия только аддитивной помехи, может быть обобщено на случай одновременного действия мультипликативной помехи. При этом действие мультипликативной помехи проявляется, в общем случае, в возникновении смещения оценки фазы сигнала и в изменении эквивалентного отношения сигнал / помеха на выходе квазиоптимального приемника.

ЛИТЕРАТУРА

1. Черняк Ю.Б. Непараметрические фазовые методы обнаружения сигналов // Вопросы радиоэлектроники, серия Общетеχνическая. - 1967. - Вып. 5.
2. Жодзишский А.А., Кий А.А., Соколов В.П. Статистические характеристики огибающей, фазы и их производных суммы федингующего сигнала и узкополосного нормального шума // Радиотехника и электроника. - 1970. - Т. 15 - № 7.
3. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. - М.: Сов. радио, 1966. - Кн. 1.
4. Лутченко А.Е. Когерентный прием радионавигационных сигналов. - М.: Сов. радио, 1970.

ABOUT UNPARAMETRICAL PROPERTIS OF PHASE METHOD OF TREATMRNT OF SIGNAL IN CONDITIONS OF COMBINE ACTION OF ADDITIVE AND MULTIPLICATIVE RADIO NOISIS

Zajtsev A.N., Roubtsov V.D., Troitskiy V.I.

It is shown that unparametrical properties of radio receiver with phase treatment when weak signal in conditions of combine action of additive and multiplicative radio noises.

Key words: unparametrical treatment, phase method, additive radio noise, multiplicative radio noise.

Сведения об авторах

Зайцев Алексей Николаевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1977), доктор технических наук, старший научный сотрудник, советник генерального директора МКБ «Компас», автор более 40 научных работ, область научных интересов - радионавигация, навигация и управление воздушным движением.

Рубцов Виталий Дмитриевич, 1938 г.р., окончил МАИ (1961), профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов - теоретическая радиотехника, радионавигация, навигация и управление воздушным движением.

Троицкий Владимир Иванович, 1942 г.р., окончил МФТИ (1965), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой физики МИИГАиК, автор более 160 научных работ, область научных интересов – теория антенн (синтез антенн, фазированные антенные решетки), оптические системы, лазерная локация, волоконно-оптическая связь, исследование радиотеплового излучения земных покровов в СВЧ диапазоне и его использование в прикладных задачах.

УДК 621.391.82

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОМЕХИ И ЕЕ СМЕСИ С СИГНАЛОМ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

А.Н. ЗАЙЦЕВ, В.Д. РУБЦОВ, В.И. ТРОИЦКИЙ

Рассматривается метод определения вероятностных характеристик помехи и ее смеси с сигналом по экспериментальным данным.

Ключевые слова: помеха, вероятностные характеристики, экспериментальные данные.

Моделирование реальных помех всегда связано с определенными погрешностями. Оценка степени согласия различных моделей с экспериментальными данными обычно вызывает затруднения. В частности, применительно к квазиимпульсным помехам типа атмосферного и индустриального шумов это связано со сложной зависимостью характеристик указанных помех от частотного диапазона, времени суток, времени года и других факторов [1; 2]. Кроме того, неясно, как степень совпадения экспериментальных кривых распределения огибающей помехи, используемых обычно для ее вероятностного описания, и соответствующих кривых распределения, полученных в рамках той или иной модели, влияет на степень совпадения других характеристик помехи и ее смеси с сигналом.

В связи с этим представляет интерес рассмотреть возможность вычисления вероятностных характеристик помехи и ее смеси с сигналом по экспериментальным кривым распределения огибающей помехи без ее моделирования.

Экспериментальные кривые распределения огибающей атмосферной и индустриальной помех, заимствованные из [1; 2], представлены на рис. 1 и рис. 2. По оси ординат отложены мгновенные значения огибающей, выраженные в децибелах относительно ее среднеквадратического значения $(\bar{E}^2)^{1/2}$

$$\Delta = 20 \lg R = 20 \lg [E/(\bar{E}^2)^{1/2}], \quad (1)$$

а по оси абсцисс - процент времени p , в течение которого уровень R превышен. Вероятность превышения этого уровня $P = 10^{-2} p$. При градуировке оси использован двойной логарифмический масштаб

$$\xi(P) = \lg [\ln(1/P)]. \quad (2)$$

В качестве параметра при построении кривых распределения огибающей помехи (рис. 1 и рис. 2) используется определяемый экспериментально параметр

$$V_d = 20 \lg [(\bar{E}^2)^{1/2} / \bar{E}], \quad (3)$$

характеризующий степень импульсности помехи. Его зависимость от условий радиоприема (частотного диапазона, входной полосы, времени года и суток) для атмосферной помехи приведена в [1].

Плотность вероятности огибающей помехи, определяемая по экспериментальным кривым распределения с учетом того, что вероятность превышения огибающей фиксированного уровня E связана с интегральной функцией распределения $F(E)$ соотношением

$$P(E) = 1 - F(E), \quad (4)$$

определяется из выражения

$$W(E) = -P'(E), \quad (5)$$

где штрихом обозначено дифференцирование.

В работе [3] показано, что если разброс расстояний от источников квазиимпульсной помехи до точки приема с вероятностью, близкой к единице, превышает длину волны, соответствующую

щую частоте, на которой ведется прием, то фазу помехи можно считать статистически независимой от ее огибающей и распределенной по равномерному закону. При этом для совместной плотности вероятностей огибающей и фазы помехи с учетом (5) можно записать

$$W(E, \varphi) = W(E) W(\varphi) = W(E)/2\pi = -P'(E) / 2\pi. \tag{6}$$

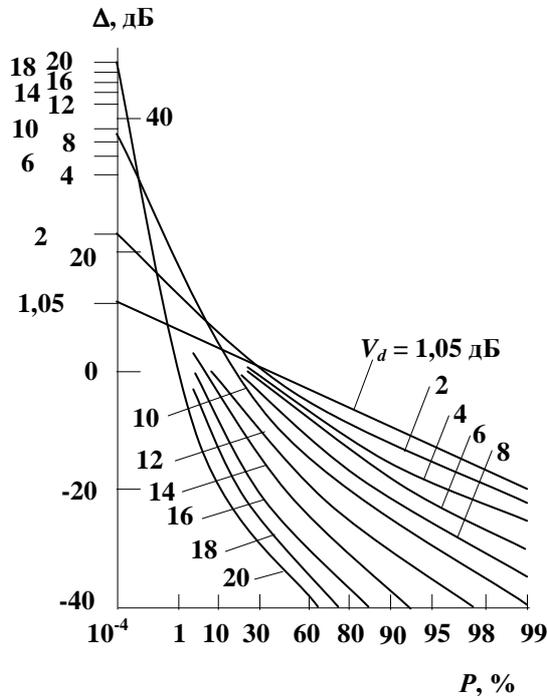


Рис. 1. Распределение огибающей атмосферной помехи

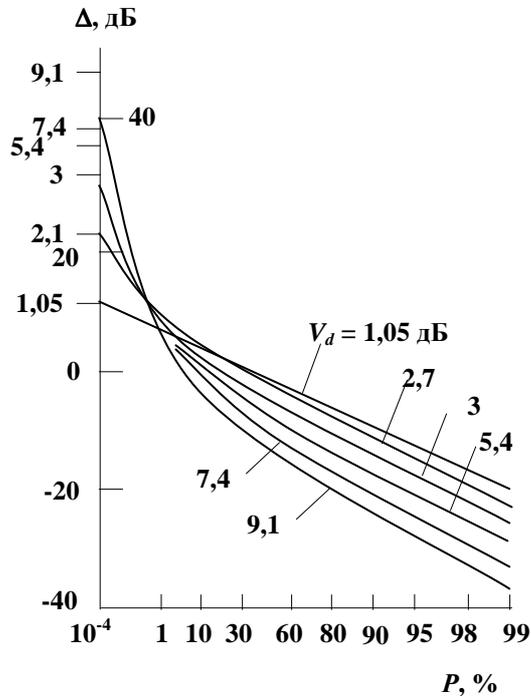


Рис. 2. Распределение огибающей индустриальной помехи

Перейдем к вычислению плотности вероятностей мгновенных значений помехи по экспериментальным кривым распределения ее огибающей, для чего представим помеху, зарегистрированную узкополосным приемником, в виде

$$\eta(t) = E(t) \cos [\omega_0 t - \varphi(t)] = X(t) \cos \omega_0 t + Y(t) \sin \omega_0 t, \tag{7}$$

где $X(t) = E(t) \cos \varphi(t)$, $Y(t) = E(t) \sin \varphi(t)$, ω_0 - частота настройки приемного тракта.

Поскольку последнее выражение в (7) представляет собой линейную комбинацию процессов $X(t)$ и $Y(t)$ с коэффициентами $\cos \omega_0 t$ и $\sin \omega_0 t$, плотность вероятности мгновенных значений помехи с использованием правил функционального преобразования случайных величин может быть выражена через совместную плотность вероятности ее квадратурных компонент X, Y следующим образом

$$W(\eta, t) = \frac{2}{|\sin 2\omega_0 t|} \int_{-\infty}^{\infty} W\left(\frac{u}{\cos \omega_0 t}, \frac{\eta - u}{\sin \omega_0 t}\right) du. \tag{8}$$

Плотность вероятности $W(X, Y)$, в свою очередь, связана с плотностью вероятности (6) соотношением

$$W(X, Y) = -P' [(X^2 + Y^2)^{1/2}] / 2\pi(X^2 + Y^2)^{1/2}. \tag{9}$$

Подставляя (9) в (8) и делая замену переменных

$$z = 2(u - \eta \cos^2 \omega_0 t) / \sin 2\omega_0 t, \tag{10}$$

приходим к следующим выражениям для плотности вероятностей и интегральной функции распределения мгновенных значений помехи

$$W(\eta) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left\{ P' \left[(z^2 + \eta^2)^{1/2} \right] / (z^2 + \eta^2)^{1/2} \right\} dz, \tag{11}$$

$$F(\eta) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\eta} \int_{-\infty}^{\infty} \left\{ P' \left[(z^2 + \eta^2)^{1/2} \right] / (z^2 + \eta^2)^{1/2} \right\} dz d\eta. \quad (12)$$

Из формулы (11) с учетом (9) следует, что при сделанных допущениях плотность вероятностей мгновенных значений помехи совпадает с плотностями вероятностей ее квадратурных компонент

$$W(X) = \int_{-\infty}^{\infty} W(X, Y) dY, \quad W(Y) = \int_{-\infty}^{\infty} W(X, Y) dX. \quad (13)$$

Совместная плотность вероятности огибающей E_s и φ_s аддитивной смеси помехи вида (7) и узкополосного сигнала

$$s(t) = S(t) \cos [\omega_0 t - \psi(t)] = x(t) \cos \omega_0 t + y(t) \sin \omega_0 t, \quad (14)$$

где $x(t) = S(t) \cos \psi(t)$, $y(t) = S(t) \sin \psi(t)$, может быть вычислена через совместную плотность вероятностей квадратурных компонент смеси X_s, Y_s , связанную с плотностью вероятностей $W(X, Y)$ соотношением

$$W_s(X_s, Y_s, t) = W[X_s - x(t), Y_s - y(t)], \quad (15)$$

путем перехода от переменных X_s, Y_s к переменным

$$E_s = (X_s^2 + Y_s^2)^{1/2}, \quad \varphi_s = \arctg(Y_s / X_s).$$

В результате с учетом (9) и (14) получаем

$$W_s(E_s, \varphi_s) = -E_s P' \left\{ [E_s^2 + S^2 - 2E_s S \cos(\varphi_s - \psi)]^{1/2} \right\} / 2\pi [E_s^2 + S^2 - 2E_s S \cos(\varphi_s - \psi)]^{1/2}, \quad (16)$$

$$E_s > 0, \quad |\varphi_s - \psi| \leq \pi,$$

где $S = S(t)$ - огибающая сигнала.

Интегрирование (16) по φ_s и E_s дает следующие выражения для плотностей вероятностей и интегральных функций распределения огибающей и фазы смеси

$$W_s(E_s) = \frac{2}{\pi} E_s \int_{E_s+S}^{|E_s+S|} P'(z) [4E_s^2 S^2 - (E_s^2 + S^2 - z^2)]^{1/2} dz; \quad (17)$$

$$W_s(\varphi_s) = \frac{1}{2\pi} \left\{ P(S) - S \cos(\varphi_s - \psi) \left[\int_S^{\infty} P'(z) [z^2 - S^2 \sin^2(\varphi_s - \psi)]^{-1/2} dz + \right. \right. \quad (18)$$

$$\left. + \mu \int_{S|\sin(\varphi_s - \psi)|}^{\infty} P'(z) [z^2 - S^2 \sin^2(\varphi_s - \psi)]^{1/2} dz \right\};$$

$$\mu = \begin{cases} 2, & |\varphi_s - \psi| \leq \pi/2 \\ 0, & |\varphi_s - \psi| > \pi/2 \end{cases};$$

$$F_s(E_s) = \frac{2}{\pi} E_s \int_{-\infty}^{E_s} \int_{E_s+S}^{|E_s-S|} P'(z) [4E_s^2 S^2 - (E_s^2 + S^2 - z^2)]^{1/2} dz dE_s; \quad (19)$$

$$P_s(\varphi_s) = \frac{1}{\pi} P(S) \varphi_s - \frac{S}{2\pi} \int_{\varphi-\varphi_s}^{\varphi+\varphi_s} \left\{ \cos(\varphi_s - \psi) \left[\int_S^{\infty} P'(z) [z^2 - S^2 \sin^2(\varphi_s - \psi)]^{1/2} dz \right] + \right. \quad (20)$$

$$\left. + \mu \int_{S|\sin(\varphi_s - \psi)|}^{\infty} P'(z) [z^2 - S^2 \sin^2(\varphi_s - \psi)]^{1/2} dz; \right.$$

$$0 \leq \varphi_s \leq \pi, \quad \mu = \begin{cases} 2, & \varphi_s \leq \pi/2 \\ 0, & \varphi_s > \pi/2 \end{cases}$$

На рис. 3 - 5 сплошными линиями показаны результаты вычисления на ЭВМ плотностей вероятностей (11), (17), (18) и интегральных функций распределения (12), (19), (20) для атмосферной помехи, проведенные с использованием экспериментальных кривых рис. 1; штриховыми - расчетные кривые распределений, полученные в рамках логонормальной модели [4 - 6]. При этом расчетные кривые, относящиеся к смеси сигнала и помехи, приведены для отношения сигнал / помеха $s = S / \sigma_\eta = 1$. Для индустриальной помехи кривые распределения имеют аналогичный вид и отличаются от соответствующих кривых для атмосферной помехи лишь числовыми характеристиками и здесь не приводятся.

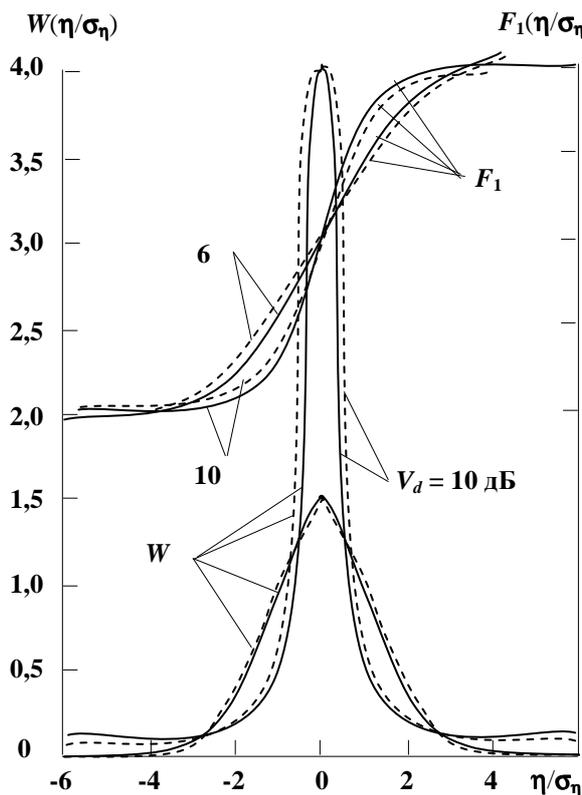


Рис. 3. Сравнение функций распределения мгновенных значений атмосферной помехи

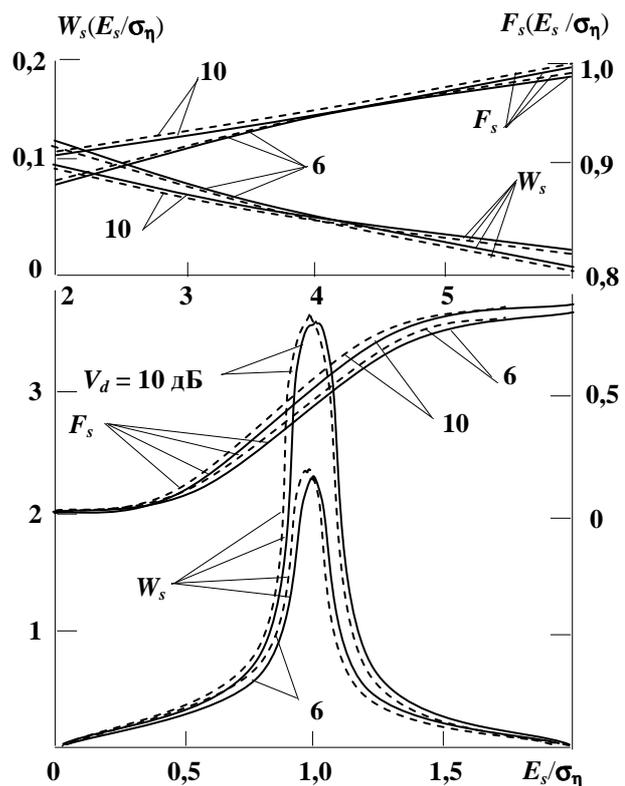


Рис. 4. Сравнение функций распределения огибающей смеси сигнала и атмосферной помехи, $s = 1$

Параметр логонормальной модели σ связан с параметром V_d экспериментальных кривых распределения огибающей помехи соотношениями [7]

$$\sigma \cong \begin{cases} 0,57 V_d^{1/2} & \text{для атмосферной помехи,} \\ 0,87 V_d^{1/2} & \text{для индустриальной помехи.} \end{cases} \quad (21)$$

При построении расчетных кривых распределения мгновенных значений помехи учитывается как импульсная, так и нормальная фоновая компонента помехи [3], доля мощности которой σ_ϕ^2 в суммарной мощности помехи σ_η^2 согласно [7] определяется соотношениями

$$c = \sigma_\phi^2 / \sigma_\eta^2 \cong \begin{cases} 10^{-0,2V_d} & \text{для атмосферной помехи,} \\ 10^{-0,13V_d} & \text{для индустриальной помехи.} \end{cases} \quad (22)$$

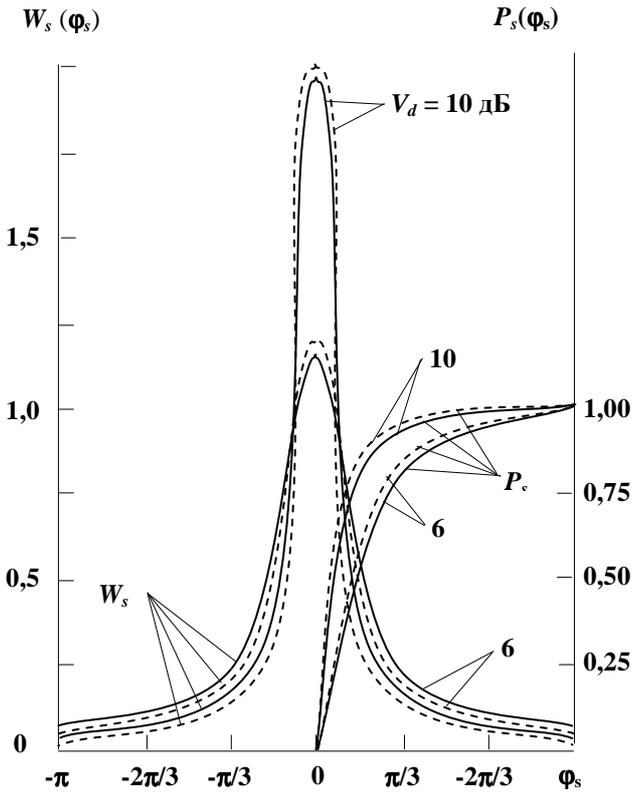


Рис. 5. Сравнение функций распределения фазы и сигнала и атмосферной помехи, $s = 1$

При этом в силу статистической независимости импульсной и фоновой компонент помехи [3] плотность вероятностей ее мгновенных значений записывается в виде

$$W(\eta) = \int_{-\infty}^{\infty} W_H(u)W_\phi(\eta - u) du, \quad (23)$$

где $W_H(\eta)$ описывается выражением, полученным на основе логонормальной модели [4], а $W_\phi(\eta)$ - гауссовской кривой.

Степень соответствия кривых распределения, полученных на основе экспериментальных данных и расчетным путем в рамках указанной выше модели, определялась путем сравнения математических ожиданий m_1 , дисперсий D , коэффициентов асимметрии K и эксцесса γ соответствующих плотностей вероятности. При этом в качестве показателя степени соответствия кривых распределения было принято выраженное в процентах расхождение указанных числовых характеристик сравниваемых распределений

$$\begin{aligned} \delta m_1 &= \frac{m_{1M} - m_{1Э}}{m_{1Э}} 100\%, & \delta D &= \frac{D_M - D_Э}{D_Э} 100\%, \\ \delta K &= \frac{K_M - K_Э}{K_Э} 100\%, & \delta \gamma &= \frac{\gamma_M - \gamma_Э}{\gamma_Э} 100\%. \end{aligned} \quad (24)$$

Здесь индексами Э и М обозначены числовые характеристики, относящиеся соответственно к распределениям, полученным на основе экспериментальных данных и на основе моделирования помехи. Результаты вычисления показателей степени соответствия указанных распределений приведены в таблице.

Показатели степени соответствия кривых распределений, %	Вид помехи							
	Атмосферная				Индустриальная			
	V_d , дБ	Вид распределения			V_d , дБ	Вид распределения		
		$W(\eta)$	$W_S(E_S)$	$W_S(\phi_S)$		$W(\eta)$	$W_S(E_S)$	$W_S(\phi_S)$
δm_1	6	0	-3,5	0	5,4	0	-4,2	0
	10	0,1	-2,6	0	9,1	0	-3,4	0
δD	6	9,0	-3,0	-2,1	5,4	5,3	-3,6	-3,8
	10	2,3	-2,1	-2,8	9,1	-1,1	-1,6	-2,4
δK	6	0	3,2	0	5,4	0	3,3	0
	10	0	2,8	0	9,1	0	2,4	0
$\delta \gamma$	6	-4,6	2,8	3,7	5,4	-5,2	3,9	5,4
	10	-1,8	1,5	2,1	9,1	-2,1	2,2	2,0

Как видно из таблицы, числовые характеристики сравниваемых распределений отличаются не более чем на единицы процентов. Отсюда можно сделать вывод об удовлетворительном совпадении вероятностных характеристик атмосферной и промышленной помех и их смеси с узкополосным сигналом, полученных на основе аппроксимированных экспериментальных кривых распределения огибающей помехи и на основе ее логонормальной модели.

Полученные результаты позволяют также сделать вывод о возможности определения в рамках сделанных допущений одномерных вероятностных характеристик помехи и ее смеси с узкополосным сигналом на основе аппроксимации экспериментальных данных о распределении огибающей помехи без ее моделирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. МККР. Документы X Пленарной Ассамблеи. Распределение по Земному шару атмосферных помех и их характеристики: отчет 322, Женева, 1963. - М.: Связь, 1965.
2. **Disney R. T., Spaulding A. D.** Amplitude and time statistics of atmospheric and man-made radio noise // Report ERL-150, ITS-98. U.S. Department of commerce, Wash., 1970.
3. **Beckman P.** Amplitude-probability distribution of atmospheric radio noise // Radio Science, V. 68D, № 6, 1964.
4. **Рубцов В. Д.** Распределение мгновенных значений атмосферного шума и узкополосного сигнала // Радиотехника и электроника. - 1975. - Т. 20. - № 10.
5. **Рубцов В. Д.** Распределение огибающей смеси атмосферного шума и узкополосного сигнала // Радиотехника и электроника. - 1976. - Т. 21. - № 3.
6. **Рубцов В. Д.** Статистические характеристики фазы смеси атмосферного шума и узкополосного сигнала // Радиотехника и электроника. - 1974. - Т. 19. - № 11.
7. **Рубцов В. Д.** Оптимизация приемного тракта в условиях квазиимпульсных радиопомех // Известия вузов СССР. Радиоэлектроника. - 1979. - Т. 22. - № 4.

THE DEFINITION OF PROBABILITY CHARACTERISTICS NOISE AND IT MIXTURE WITH SIGNAL BY EXPERIMENTAL DATE

Zajtsev A.N., Roubtsov V.D., Troitskiy V.I.

The method of definition of probability characteristics radio noise and it mixture with signal by experimental date is considered.

Key words: radio noise, probability characteristics, experimental date.

Сведения об авторах

Зайцев Алексей Николаевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1977), доктор технических наук, старший научный сотрудник, советник генерального директора МКБ «Компас», автор более 40 научных работ, область научных интересов - радионавигация, навигация и управление воздушным движением.

Рубцов Виталий Дмитриевич, 1938 г.р., окончил МАИ (1961), профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов - теоретическая радиотехника, радионавигация, навигация и управление воздушным движением.

Троицкий Владимир Иванович, 1942 г.р., окончил МФТИ (1965), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой физики МИИГАиК, автор более 160 научных работ, область научных интересов – теория антенн (синтез антенн, фазированные антенные решетки), оптические системы, лазерная локация, волоконно-оптическая связь, исследование радиотеплового излучения земных покровов в СВЧ диапазоне и его использование в прикладных задачах.

УДК 621.396

О НЕКОТОРЫХ СПОСОБАХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОТОБРАЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ОБСТАНОВКИ

В.И. ВДОВИЧЕНКО

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

Рассматриваются некоторые способы повышения точности отображения воздушной обстановки.

Ключевые слова: точность отображения информации, безопасность полетов.

Современное бортовое навигационное оборудование ВС обеспечивает достаточно высокую точность выполнения полета. На практике в большинстве случаев диспетчера интересует не столько боковое отклонение ВС от оси трассы, сколько продольное местоположение ВС вдоль оси трассы.

В этой связи наибольший практический интерес представляет разработка методов точного отображения меток ВС вдоль оси трассы.

В настоящее время известны два способа контроля ВД вдоль воздушных трасс, которые основаны на контроле времени прохождения пункта обязательного донесения (ПОД) или фиксированных радионавигационных точек (РНТ) и на контроле расстояния ВС до ПОД или РНТ.

Эти два способа контроля ВД реализованы, в частности, при продольном эшелонировании в отсутствие непрерывного РЛК в соответствии с нормами ИКАО *на основе времени или на основе расстояния*, определяемого с использованием дальномерных систем типа DME (или РСБН), развернутых на линии движения ВС [1].

При этом минимум продольного эшелонирования *по времени* для ВС, выполняющих полет на одной линии пути на одном и том же эшелоне, *равен 15 мин.*

Минимум продольного эшелонирования, *основанный на расстоянии*, определяемом по DME для ВС, выполняющих полет на одной линии пути на одном и том же эшелоне, проверяется путем получения от экипажей ВС данных о показаниях DME через короткие промежутки времени и *равен 37 км (20 морских миль).*

Поскольку на крейсерской скорости $W=800$ км/ч за 15 мин ВС проходит расстояние 200 км, можно видеть, что рекомендуемые ИКАО *нормы эшелонирования по расстоянию* до DME примерно *в 5 раз меньше норм по времени.*

Разница между этими двумя способами контроля эшелонирования состоит в том, что использование системы отсчета, основанной на единицах расстояния, позволит контролировать ВД с гораздо большей точностью, чем система отсчета, основанная на времени, но требует наличия на борту высокоточных навигационных систем.

При переходе к временной шкале контроля ВД накладываются относительно большие ошибки, связанные с неточностью хода часов, округлением времени и т.д. При этом многие из этих ошибок или принципиально неустраняемы, или их устранение связано с большими организационными трудностями и материальными затратами.

Таким образом, в основанный на времени способ контроля ВД изначально заложены высокие погрешности, что и влечет за собой необходимость использования норм эшелонирования, в несколько раз превышающих нормы эшелонирования, основанные на расстоянии, определяемом по DME.

В настоящее время решение навигационных задач на борту ВС претерпевает качественные изменения, что выражается в частности в том, что местоположение ВС с помощью спутниковых радионавигационных систем (СРНС) типа ГЛОНАСС и GPS определяется с точностью де-

сятков метров, а скорость - с точностью порядка 0,05 м/с.

Рассмотрим вопросы повышения точности отображения ВО при УВД с использованием высокоточных дальномерных систем.

Для повышения точности отображения меток ВС вдоль оси трассы можно предложить следующий метод.

1. ВО необходимо отображать на фоне карты-схемы с отображением ПОД, РНТ и осей маршрутов (линий движения).

2. СОИ должны обеспечивать оперативную и простую корректировку меток ВС на основании информации о местоположении ВС, полученной от экипажа.

3. В СОИ метки ВС должны отображаться в соответствии с оперативным планом движения со скоростью, соответствующей фактической путевой скорости движения ВС.

Оценим потенциальную точность отображения ВО в СОИ с использованием высокоточных дальномерных систем, находящихся на линии движения ВС.

Пусть ВС следует на РНТ, на борту ВС имеется средство высокоточного определения координат (дальности) относительно РНТ (DME, РСБН), при этом точность дальномерной системы определяется СКО σ_M .

В современных дальномерных системах (типа DME или РСБН) отсчет дальности по индикатору осуществляется с точностью до десятых долей км, а экипаж передает информацию о дальности с округлением до десятых долей км [2].

В соответствии с этим можно считать, что ошибка округления показаний индикатора дальности определяется случайной величиной $S_{окр}$, распределенной по равномерному закону на интервале -0,5 до +0,5 км, в этом случае можно считать, что СКО также будет равно 0,5 км.

Пусть СОИ обеспечивает возможность ввода полученной от экипажа информации о дальности за время $t_{вв}$ не большее чем 4 с, а СОИ обеспечивает обновление информации на экране ВО один раз в 10 с ($t_{СОИ}^{обн} = 10$ с). В этом случае погрешность координат, отображаемых с помощью СОИ, непосредственно после ввода информации о местоположении ВС имеет математическое ожидание

$$m_x = W(m_{t_{вв}} + t_{СОИ}^{обн}) \text{ и СКО } \sigma_x = \sqrt{(W\sigma_{t_{вв}})^2 + \sigma_D^2 + \sigma_{окр}^2}. \quad (1)$$

При этом максимальная погрешность отображения ВО с помощью СОИ после ввода информации о дальности с доверительной вероятностью 0,997 не превышает величины

$$\Delta S_{СОИ}^{max} \approx m_x + 3\sigma_x = W(m_{t_{вв}} + t_{СОИ}^{обн}) + 3\sqrt{(W\sigma_{t_{вв}})^2 + \sigma_D^2 + \sigma_{окр}^2}, \quad (2)$$

где W - путевая скорость ВС; $m_{t_{вв}}$ и $\sigma_{t_{вв}}$ - математическое ожидание и СКО $t_{вв}$. При $W = 850$ км/ч, полагая $\sigma_D = 0,1$ км, $m_{t_{вв}} = 4$ с, $\sigma_{t_{вв}} = 1$ с, в соответствии с (1) имеем $\Delta S_{СОИ}^{max} \cong 4,2$ км.

Таким образом, максимальная погрешность отображения ВО с помощью СОИ непосредственно после ввода информации о дальности не превышает 5 км.

Потенциальная точность диспетчерского графика отображения ВО оценивается при доверительной вероятности 0,997 величиной в 31,5 км, т.е. потенциальная точность отображения ВО в СОИ с использованием высокоточных дальномерных систем, находящихся на линии движения ВС, выше потенциальной точности диспетчерского графика почти в 6 раз.

Один из методов высокоточного отображения ВО в отсутствие РЛК заключается в том, чтобы обеспечить наиболее точное соответствие между фактической путевой скоростью ВС W_{ϕ} и путевой скоростью метки ВС $W_{СОИ}$, отображаемой СОИ.

Для реализации данного метода оперативный план движения ВС должен формироваться следующим образом: 1) СОИ должна обеспечивать оперативный ввод информации о путевой

скорости в соответствии с данными, полученными от экипажа; 2) если ВС прошел m -й ПОД, время пролета $(m+1)$ -го ПОД должно рассчитываться по формуле: $t_{ПОД_{m+1}} = t_{ПОД_m} + S/W_{СОИ}$, где смысл введенных обозначений очевиден.

Отображение ВО «радиолокационным» способом на фоне карты-схемы дает возможность высокоточного отображения ВО путем периодической (с частотой, например, 1 раз в 10 мин) корректировки местоположения меток ВС на экране СОИ по данным бортовых высокоточных навигационных средств. Такого рода корректировка при отображении ВО с помощью диспетчерского графика возможна только лишь в моменты прохождения ПОД.

Оценим потенциальную точность отображения местоположения ВС вдоль осей трассы этим способом. Максимальная погрешность отображения ВО через интервал времени Δt после корректировки местоположения метки ВС в СОИ можно определить в соответствии с выражением

$$\Delta S_{СОИ}^{\max}(\Delta t) = m_x + 3\sigma_x \approx W(m_{t_{\text{вс}}} + t_{СОИ}^{\text{обн}}) + 3\sqrt{(W\sigma_{t_{\text{вс}}})^2 + \sigma_D^2 + \sigma_{\text{окр}}^2 + \sigma_{np}^2(\Delta t)}, \quad (3)$$

где величина $\sigma_{np}(\Delta t)$ представляет собой СКО погрешности прогноза местоположения ВС и определяется как

$$\sigma_{np}(\Delta t) = \Delta t \sqrt{\sigma_W^2 + (\sigma_{U(S)}^{cp})^2} = \Delta t \sqrt{\sigma_W^2 + \Delta t W (0,0175U)^2}, \quad (4)$$

где σ_W - СКО измерения путевой скорости; $\sigma_{U(S)}^{cp}$ - радиальное СКО скорости ветра; U - скорость ветра; W - скорость ВС.

Подставляя (3) в (2), получаем

$$\Delta S_{СОИ}^{\max}(\Delta t) \approx W(m_{t_{\text{вс}}} + t_{СОИ}^{\text{обн}}) + 3\sqrt{(W\sigma_{t_{\text{вс}}})^2 + \sigma_D^2 + \sigma_{\text{окр}}^2 + \Delta t^2 (\sigma_W^2 + \Delta t W (0,0175U)^2)} \quad (5)$$

С учетом того, что величина $\sigma_{t_{\text{вс}}}$ имеет очень малое значение (порядка 1 с), она практически не оказывает влияния на $\Delta S_{СОИ}^{\max}(\Delta t)$, и окончательное выражение для этой величины имеет вид

$$\Delta S_{СОИ}^{\max}(\Delta t) \approx W(m_{t_{\text{вс}}} + t_{СОИ}^{\text{обн}}) + 3\sqrt{\sigma_D^2 + \sigma_{\text{окр}}^2 + \Delta t^2 (\sigma_W^2 + \Delta t W (0,0175U)^2)}. \quad (6)$$

Как видно, чем точнее определяется путевая скорость полета ВС, тем меньше максимальная погрешность отображения ВО. Заметим, что $\sigma_W = 16 \text{ км/ч}$ соответствует точности, реализуемой при использовании для измерения скорости ВС ДИСС-013.

Таким образом, потенциальная точность высокоточного отображения ВО с использованием периодической корректировки местоположения меток ВС при частоте корректировки 6 – 12 мин соответствует максимальной погрешности отображения ВО 10 – 15 км, что, в свою очередь, соответствует СКО отображения меток ВС $\sigma_x \approx 3 - 5 \text{ км}$, что всего лишь в 3 - 5 раз хуже точности измерения дальности трассовых радиолокаторов.

Заметим, что потенциальная точность отображения ВО с помощью диспетчерского графика при использовании подобного метода в случае, если ПОД располагаются на удалении 15 - 20 мин полета, составляет 33 - 39 км.

Таким образом, метод высокоточного отображения ВО с использованием периодической корректировки местоположения меток ВС с частотой один раз в 10 - 12 мин в 2 - 3, а при частоте корректировки с частотой один раз в 5 - 6 мин в 4 - 5 раза точнее, чем это возможно при отображении ВО с помощью диспетчерского графика. Возможно некоторое упрощение метода.

Известно, что изменчивость поля ветра в пространстве отличается от изменчивости поля ветра во времени [3; 4]. Так, для наиболее часто встречающихся скоростей ветра $U = 40 - 80 \text{ км/ч}$ выражения зависимости изменения СКО ветра от расстояния и от времени имеют вид $\sigma_{U(S)} = 0,035U\sqrt{S}$, $\sigma_{U(t)} = 0,175U\sqrt{t}$, откуда следует, что при полете ВС с путевой скоростью $W = 850 \text{ км/ч}$ фактор изменчивости поля ветра по расстоянию в 6 раз превышает аналогичный фактор по времени. Это выводит на метод высокоточного отображения ВО, основанный на информации о путевой

скорости ранее прошедших в зоне УВД ВС определенных типов: 1) в начале смены диспетчер определяет скорость движения ВС наиболее часто встречающихся в плане полета типов по определенным маршрутам следования; 2) СОИ должна обеспечивать оценку путевой скорости W по данным корректировки местоположения и ее хранение в оперативной памяти.

Оценим потенциальную точность данного метода при условии, что однотипные ВС следуют с разбросом скоростей, укладываемых в диапазон ± 60 км/ч (в этом случае $\sigma_W \approx 20$ км/ч).

СКО погрешности прогнозирования местоположения ВС с учетом изменения СКО ветра от времени определяется выражением

$$\sigma_{np}(\Delta t) = \Delta t \sqrt{\sigma_W^2 + (\sigma_{U(t)}^{cp})^2} = \Delta t \sqrt{\sigma_W^2 + \Delta t (0,0875U)^2}, \quad (7)$$

где $\sigma_{U(t)}^{cp} = \sigma_{U(t)}/2 = 0,0875U\sqrt{\Delta t}$ - средняя величина изменения поля ветра за время полета Δt . С учетом (7) выражение для максимальной погрешности отображения ВО при использовании данного метода имеет вид

$$\Delta S_{СОИ}^{\max} \Delta(t) = W(m_{t_{\text{вс}}} + t_{СОИ}^{\text{обн}}) + 3\sqrt{\sigma_D^2 + \sigma_{окр}^2 + \Delta t^2(\sigma_W^2 + \Delta t(0,0875U)^2)}. \quad (8)$$

Метод отображения ВО с использованием информации о скорости впереди идущих однотипных ВС отличается от метода отображения метки ВС на оси трассы с использованием ввода путевой скорости в СОИ тем, что не требует уточнения путевой скорости W от экипажа ВС и ее ввода в СОИ.

Из соотношения (8) видно, что точность данного метода при использовании метода периодической корректировки местоположения меток ВС приблизительно соответствует точности метода, описанного выше.

ЛИТЕРАТУРА

1. Липин А.В., Попов К.С. Выполнение международных полетов. Обслуживание воздушного движения. - СПб: Академия ГА, 1997. - Кн. 4.
2. Макаров К.В., Ильницкий Л.Я., Шешин И.Ф. Радионавигационные системы аэропортов. - М.: Машиностроение, 1988.
3. Сосновский А.А., Хаймович И.А. Авиационная радионавигация: справочник. - М.: Транспорт, 1980.
4. Хиврич И.Г., Миронов Н.Ф., Белкин А.М. Воздушная навигация. - М.: Транспорт, 1984.

ABOUT SOME WAY OF THE IMAGE ACCURACY INCREASING OF THE AIR SITUATION

Vdovichenko V.I.

They are considered some ways of increasing to accuracy of the image of the air situation.

Key words: accuracy of the image to information navigational parameters, safety flight.

Сведения об авторе

Вдовиченко Василий Иванович, 1955 г.р., окончил Академию гражданской авиации (1989), генеральный директор Института аэронавигации, соискатель ученой степени кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, область научных интересов – управление воздушным движением.

УДК 621.396

О НЕКОТОРЫХ СПОСОБАХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОТОБРАЖЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КООРДИНАТ ВОЗДУШНОГО СУДНА

В.И. ВДОВИЧЕНКО

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

Рассматриваются некоторые способы повышения точности отображения пространственных координат воздушного судна.

Ключевые слова: точность отображения информации, безопасность полетов.

Одной из важных характеристик средств контроля полета воздушного судна является точность отображения фактической высоты полета на участках с переменным профилем высоты, которая постоянно контролируется диспетчером путем непосредственного запроса экипажа.

Для уменьшения погрешности отображения местоположения ВС в процессе набора высоты (снижения) в СОИ можно воспользоваться методом корректировки местоположения метки ВС.

Пусть ВС следует из точки A в находящуюся от нее на расстоянии S точку B с набором высоты от 3000 м до 10100 м. Известно фактическое время t_0 пролета точки A и расчетное время t_1 пролета точки B . Если СОИ будет обеспечивать отображение метки ВС в соответствии с линейным законом, то в момент времени t на экране ВО СОИ метка ВС будет отображаться на расстоянии $s(t)$ от точки A : $s(t) = S(t - t_0)/(t_1 - t_0)$.

С учетом погрешности определения местоположения ВС в процессе набора высоты СОИ должна отображать метку ВС на расстоянии $s^*(t) = s(t) - \Delta s_{наб}(t)$, где $\Delta s_{наб}(t)$ - поправка, рассчитанная в соответствии с [1].

При снижении ВС СОИ должна отображать местоположение метки в соответствии с выражением $s^*(t) = s(t) + \Delta s_{сн}(t)$, где $\Delta s_{сн}(t)$ - поправка, рассчитанная в соответствии с [1].

СОИ может обеспечивать отображение высоты ВС на участках с переменным профилем движения в соответствии с выражением $H(\Delta t) = H_0 + V_y \Delta t$, где H_0 - начальная высота; Δt - время, прошедшее с начала маневра изменения высоты; V_y - вертикальная скорость.

Данный метод может использоваться при условиях: а) СОИ обеспечивает ввод информации о начале изменения высоты ВС; б) СОИ обеспечивает возможность ввода и корректировки вертикальной скорости ВС; в) СОИ обеспечивает возможность корректировки текущей высоты ВС в произвольный момент времени.

Использование данного метода позволит обеспечить отображение текущей высоты полета в отличие от традиционных способов контроля ВД (диспетчерского графика и стрипов), не дающих такой возможности.

Ниже приведен алгоритм расчета координат метки ВС с учетом корректировки местоположения при наборе высоты (снижении).

Здесь $x(t_0)$ и $y(t_0)$ - координаты ВС в момент времени t_0 (в точке A), а $x(t_1)$ и $y(t_1)$ - его координаты в момент времени t_1 (в точке B).

Рассмотрим, в какой мере может быть повышена точность отображения ВО при УВД с автоматически зависимым наблюдением (АЗН) при использовании для навигационных определений ВС аппаратуры потребителей (АП) СРНС. СКО определения дальности до РНТ σ_D и путевой скорости ВС σ_W примем равными 40 м и 3,6 км/ч, что соответствует точности измерений по коду С/А СРНС GPS [2].

Интервал корректировки меток в СОИ Δt примем равным времени обновления передаваем-

мой по каналу связи от ВС в центр УВД информации $t_{СОИ}^{обн}$, которое будем полагать, как это принято при АЗН, равным 10 с.

При УВД с АЗН время ввода навигационной информации в аппаратуру отображения ВО определяется временем задержки τ_3 , определяемой в основном задержкой при передаче сообщения по сети связи. Пусть $m_{t_{\text{вв}}} = 4$ с и $\sigma_{t_{\text{вв}}} = 1$ с.

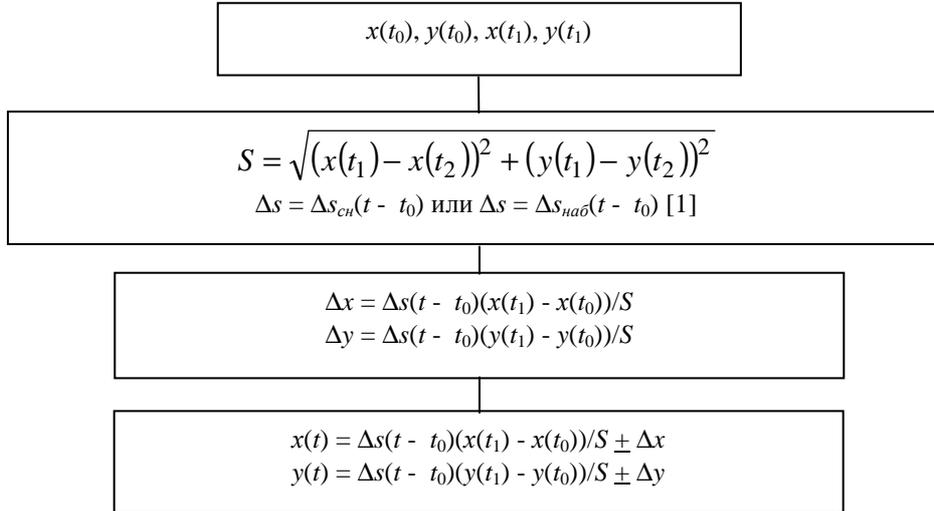


Рис. 1. Алгоритм расчета координат метки ВС с учетом корректировки местоположения при наборе высоты (снижении)

Отображение географических координат ВС с помощью СРНС при УВД с АЗН осуществляется с точностью до $\pm 0,0125$ угловой минуты (табл. 1). При этом СКО погрешности округления показаний широты равно $\sigma_{окр}^{\phi} = \frac{0,025'}{2\sqrt{3}} = 0,0073'$.

С учетом того, что за радиус Земного шара принимают $R = 6371,1$ км, можно получить, что 1' широты соответствует 1,85 км, а СКО погрешности округления показаний долготы равно $\sigma_{окр}^{\lambda} = 0,0073' \cos \phi = 13,5' \cos \phi$ км [3].

Отсюда можно получить выражение для СКО радиальной погрешности округления показаний географических координат

$\sigma_{окр} = \sqrt{(\sigma_{окр}^{\phi})^2 + (\sigma_{окр}^{\lambda})^2} = 13,5' \sqrt{1 + \cos^2 \phi}$ м, где ϕ - широта места ВС. При этом для средних широт, полагая $\phi \approx 55^\circ$, получаем $\sigma_{окр} \approx 15,6$ м.

СКО погрешности отображения ВС вдоль трассы непосредственно после ввода информации о географических координатах ВС определяется выражением $\sigma_x = \sqrt{(W\sigma_{t_{\text{вв}}})^2 + \sigma_D^2 + (\sigma_{окр}^{\lambda})^2}$, где σ_D - среднеквадратическая радиальная погрешность определения места ВС с помощью СРНС.

При этом с учетом [4] СКО отображения меток ВС $\sigma_x \approx 238$ м, что в 12 - 20 раз меньше СКО, реализуемой при использовании традиционных средств навигации типа ДМЕ. Максимальная погрешность отображения ВО с доверительной вероятностью 0,997 не превышает 4,1 км, что 2,4 ÷ 3,6 раза меньше погрешности, имеющей место при использовании ДМЕ.

Заметим, что в случае использования экстраполяции местоположения ВС при отображении ВО в [4, (8)] можно положить $m_x = 0$. При этом максимальная погрешность отображения ВО равна $\Delta S_{СОИ}^{\max} = 3\sigma_x$.

При использовании ДМЕ она в соответствии с [4, (6)] равна 6,7 ÷ 11,7 км, а при использо-

вании СРНС типа ГЛОНАСС и GPS - 713 м, то есть в 9,4 - 16,4 раза меньше.

Заметим, что дополнительным преимуществом использования СРНС является возможность высокоточного измерения бокового отклонения ВС от оси трассы (линии заданного пути (ЛЗП)).

Это может быть осуществлено путем перехода от географических координат к ортодромическим координатам, одна из координат которой представляет собой боковое отклонение (БО) от частной ортодромии, совпадающей при оптимальной траектории полета ВС с ЛЗП.

Оценим максимальную погрешность отображения БО по формуле [4, (2)], соответствующую точности отображения непосредственно после ввода информации о БО.

При стабилизации положения ВС в горизонтальной плоскости в автоматическом режиме полета с помощью курсо-доплеровской системы, корректируемой по данным РСБН, период корректировки T_k , осуществляемой при достижении ВС границы воздушного коридора шириной $2l$, составляет величину $T_k = 10$ мин [5]. Полагая $2l = 10$ км, получаем $W_{BO} = l / T_k = 30$ км/ч.

При этом аналогично [4] можем записать

$$\Delta S_{СОИ(БО)}^{\max} = m_{BO} + 3\sigma_{BO} \approx W_{BO} (m_{t_{eg}} + t_{СОИ}^{обн}) + 3\sqrt{(W_{BO}\sigma_{t_{eg}})^2 + \sigma_D^2 + \sigma_{окр}^2}, \quad (1)$$

откуда, принимая, как и ранее, $m_{t_{eg}} = 4$ с, $t_{СОИ}^{обн} = 10$ с, $\sigma_{t_{eg}} = 1$ с, $\sigma_D = 10$ м, $\sigma_{окр} = 15,6$ м, для случая использования при навигационных определениях ВС АП СРНС получаем $\Delta S_{СОИ(БО)}^{\max} = 177,6$ м.

Боковое отклонение от оси трассы может осуществляться и с помощью азимутально-дальномерных систем типа VOR/DME и РСБН. При этом оценка точности отображения бокового отклонения ВС от оси трассы с использованием информации о месте ВС может быть произведена следующим образом.

В случае, если движение ВС осуществляется на (от) РНТ, СКО погрешности отображения бокового отклонения ВС от оси трассы σ_{BO} можно оценить с помощью выражения

$$\sigma_{BO} = \frac{2\pi D}{360} \sqrt{(\sigma^\circ)^2 + (\sigma_{окр}^\circ)^2}, \quad (2)$$

где σ° - СКО определения азимута A с помощью дальномерно-угломерной системы; $\sigma_{окр}$ - СКО округления показаний азимута дальномерно-угломерной системы; D - дальность ВС по данным дальномерно-угломерной системы.

Ошибка округления показаний азимута дальномерно-угломерной системы обусловлена тем, что экипаж по запросу диспетчера передает данные об азимуте с округлением до целых градусов.

С учетом того, что при этом СКО округления равна $\sigma_{окр}^\circ = 0,29^\circ$, и полагая СКО определения азимута $\sigma^\circ = 1^\circ$, а дальность ВС до РНТ $D = 100$ км, из (2) получаем $\sigma_{BO} = 1,75$ км.

Полагая, что математическое ожидание погрешности отображения БО равно нулю, максимальная погрешность отображения БО с доверительной вероятностью 0,997 может быть принята равной $\Delta S_{СОИ(БО)}^{\max} = 3\sigma_{BO} \approx 5,3$ км, что существенно (примерно в 30 раз) больше погрешности, имеющей место при использовании для определения бокового отклонения АП СРНС.

Следует отметить, что использование спутниковой технологии навигационных определений ВС позволяет существенно повысить точность отображения ВО при УВД с АЗН путем уменьшения интервала Δt обновления навигационной информации на выходе АП СРНС.

Если обновление информации в СОИ при УВД с АЗН будет осуществляться в том же темпе, то дополнительная погрешность отображения местоположения ВС, обусловленная дискретностью передачи информации, даже без использования экстраполяции при крейсерской скорости ВС $W = 850$ км/ч при движении вдоль трассы не превышает $\Delta x = W\Delta t = 23,6$ м.

Дополнительная погрешность в отображении бокового отклонения ВС от ЛЗП в автоматическом режиме полета с учетом того, что скорость отклонения, как отмечалось выше, может быть принята равной $W_{BO} = 30$ км/ч, составит $\Delta x_{BO} = W_{BO} \cdot \Delta t \approx 0,83$ м.

При этом фактором, ограничивающим точность отображения ВО, при УВД с АЗН является пропускная способность канала передачи навигационных данных с борта ВС диспетчеру УВД.

Типы сообщений, передаваемых при УВД с АЗН, и их характеристики приведены в табл. 1.

Таблица 1

Типы сообщений в режиме АЗН

Наименование параметров, передаваемых в режиме АЗН	Условия передачи		Разрешающая способность	Число Бит
	В каждом сообщении	По запросу		
Основное сообщение:				
широта/долгота,	+	-	0,0125 мин	42
высота,	+	-	2,4 м	16
время,	+	-	0,125 с	16
показатель качества,	+	-	-	16
опознавательный индекс,	-	+	-	48
возможности станции.	-	+	-	16
Расширенное сообщение:				
следующая точка маршрута,	-	+	0,0125 мин	42
рассчитанная высота в следующей точке маршрута,	-	+	2,4 м	16
следующая точка маршрута +1,	-	+	0,0125 мин	42
рассчитанная высота в следующей точке маршрута +1,	-	+	2,4 м	16
линия пути (курс),	-	+	0,1°	13
фактическая приборная скорость или число Маха,	-	+	1 км/ч (0,001)	14
вертикальная скорость,	-	+	0,08 м/с	12
угол крена.	-	+	0,1°	13
Дополнительные сообщения:				
скорость ветра,	-	+	2 км /ч	9
направление ветра,	-	+	0,7°	9
температура.	-	+	0,25°С	12

Если учесть, что согласно данным [6] общий объем Q пакета навигационных данных, включающего в себя координаты ВС в трехмерном пространстве, скорости их изменения и сдвиг бортовой шкалы времени (БШВ) ВС относительно системного времени СРНС с учетом увеличения объема, обусловленного использованием при передаче данных помехоустойчивого кодирования, составляет примерно 730 бит, требуемая скорость передачи данных составляет $V = Q / \Delta t \cong 7,3 \text{ кбит/с}$.

С учетом того, что стандартная скорость передачи данных по каналам современных систем обмена данными (СОД) составляет 9,6 кбит/с, а сообщения, передаваемые в центр УВД при АЗН, согласно данным табл. 1, помимо навигационных данных, должны содержать достаточно большой объем информации, можно заключить, что существующие каналы передачи данных не в полной мере согласуются с возможностями современного навигационного компонента систем УВД с АЗН.

На современном этапе внедрения систем УВД с АЗН в практику это противоречие может быть разрешено, если ускоренный темп передачи навигационных данных применять по инициативе диспетчера УВД при возникновении ПКС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Вдовиченко В.И.** Оценка точности отображения воздушной обстановки при ее процедурном контроле в отсутствие радиолокационного контроля / Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 176.
2. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации. - М.: Радио и связь: ИТЦ «Эко-Трендз», 2000.
3. Справочник пилота и штурмана гражданской авиации / Русол В.А., Киселев В.Р., Крылов Г.О. и др. / под ред. И.Ф. Васина. - М.: Транспорт, 1998.
4. **Вдовиченко В.И.** О некоторых способах повышения точности отображения воздушной обстановки // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2012. - № 180.
5. **Сосновский А.А., Хаймович И.А.** Авиационная радионавигация: справочник. - М.: Транспорт, 1980.
6. **Старчиков С.А.** Перспективы навигации с вводом в действие концепции CNS/ATM // Проблемы эксплуатации и совершенствования транспортных систем: межвуз. сб. науч. тр. - СПб.: Академия ГА, 2001. - Т. VI. - С. 26 - 32.

ABOUT SOME WAY OF THE IMAGE ACCURACY INCREASING OF THE SPATIAL COORDINATES

Vdovichenko V.I.

They are considered some ways of increasing to accuracy of the image of the spatial coordinates.

Key words: accuracy of the image to information navigational parameters, safety flight.

Сведения об авторе

Вдовиченко Василий Иванович, 1955 г.р., окончил Академию гражданской авиации (1989), генеральный директор Института аэронавигации, соискатель ученой степени кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, область научных интересов – управление воздушным движением.

ББК 05
Н 34
Св. план 2012 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 180

ISBN 978-5-86311-833-8

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Редакторы И.В. Вилкова, Т.П. Воронина, Е.А. Колотушкина
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 22.05.12 г.

Печать офсетная
19,25 усл. печ. л.

Формат 60x90/8
Заказ № 1439/

15,05 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д. ба

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2012