

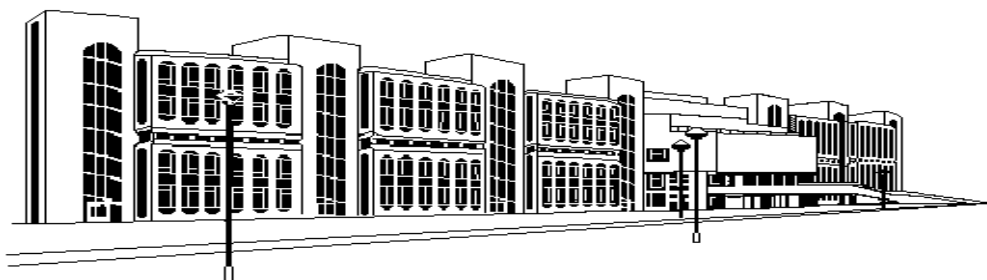


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 193



**Москва
2013**

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

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 193 (7)

Издается с 1998 г.

**Москва
2013**

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, д-р техн. наук, проф. Б.П. Елисеев (*МГТУ ГА*)
- Зам. главного редактора -** д-р техн. наук, проф. В.В. Воробьев (*МГТУ ГА*)
- Ответственный секретарь главной редакции -** д-р техн. наук, доц. О.Г. Феоктистова (*МГТУ ГА*)
- Члены главной редакции -** почетный работник науки и техники, 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 «Промтехазро»*);
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** - заслуженный деятель науки и техники РФ,
- д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (*МГТУ ГА*)
- Зам. ответственного редактора** - д-р техн. наук, проф. А.И. Логвин (*МГТУ ГА*)
- Ответственный секретарь** - д-р техн. наук, проф. А.В. Старых (*МГТУ ГА*)
- Члены редакционной коллегии** - д-р физ.-мат. наук, проф. А.Г. Горелик (*МФТИ*);
- д-р техн. наук, проф. Б.И. Шахтарин (*МГТУ им. Н.Э. Баумана*);
- д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (*МФТИ*);
- д-р техн. наук, проф. Э.А. Лутин (*МГТУ ГА*);
- д-р техн. наук, проф. В.Н. Татаринов (*ТУСУР*);
- д-р техн. наук, проф. Р.Н. Акиншин (*МГТУ им. Н.Э. Баумана*)

E-mail: vilandes@yandex.ru

тел. +7(495) 457-12-02

ISBN 978-5-86311-891-8

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

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

№ 193 (7)

2013

СОДЕРЖАНИЕ

Краснитский Ю.А. Моделирование импульсного возбуждения подповерхностного сейсмического датчика.....	7
Коломиец С.Ф. Статистический подход к описанию рассеяния электромагнитных волн на частицах разреженных сред.....	14
Шахтарин Б.И., Микаэльян С.В. Траекторный фильтр в системе координат измерителя для системы слежения за целями по угломерным данным.....	21
Козлов А.И., Татаринев В.Н., Татаринев С.В., Кривин Н.Н. Поляризационно-доплеровская функция отклика составного радиолокационного объекта в задаче обнаружения.....	26
Шахтарин Б.И. Пространственная обработка сигналов при наличии помех.....	29
Вдовиченко В.И. О некоторой возможности уменьшения вероятности выхода воздушных судов за границы воздушного коридора в системах управления воздушным движением с автоматическим зависимым наблюдением.....	32
Горский Е.Б., Сабуров С.Н., Старых А.В. Гармонизация лётного контроля аэронавигационных средств гражданской авиации России.....	37
Ходаковский В.А., Униченко Е.Г. Эффективность управления воздушным движением в условиях ненадежности каналов информационного обмена.....	45
Вдовиченко В.И. К построению аналитических моделей систем отображения воздушной обстановки при управлении воздушным движением в отсутствие радиолокационного контроля...	49
Колядов Д.В., Прохоров А.В. Реализация перспективной системы коммутации речевой связи для управления воздушным движением.....	55
Соболев Е.В., Рубцов Е.А. Определение формы и размеров рабочей области при навигации по двум маякам DME.....	59
Прохоров А.В., Столяров Г.В., Бондарь Д.С. Анализ состояния и оценка возможности реализации средств многопозиционных систем наблюдения для аэродромных АС УВД.....	63
Северцев Н.А., Бецков А.В., Прокопьев И.В. Возможный метод исследования влияния надежности элементов на отказоустойчивость системы.....	70
Акиншин Р.Н., Карпов И.Е., Самсонов А.Д. Методика оценки уровня информационной безопасности в автоматизированной системе управления воздушным движением.....	75
Северцев Н.А., Бецков А.В., Прокопьев И.В. Системное представление методологии безопасности.....	79
Униченко Е.Г. Влияние качества функционирования каналов авиационной командной связи на безопасность и эффективность УВД.....	84
Северцев Н.А., Бецков А.В., Прокопьев И.В. Принципы оценки текущего состояния безопасности динамических систем.....	87

Пряхин Б.С. Подход к определению приоритетных объектов инфраструктуры воздушного транспорта, подлежащих защите от актов незаконного вмешательства.....	91
Логвин А.И., Лукичев М.В. Проблемы обработки и учета сообщений notam при обеспечении рейсов авиакомпании (обзор).....	95
Рухлинский В.М., Наумова Е.В. Управление безопасностью эксплуатационной деятельности.	99
Пряхин Б.С. Подход к оценке критичности объектов инфраструктуры воздушного транспорта, основанный на методе декомпозиции задач авиапредприятия.....	103
Чинючин Ю.М., Додонов К.Н. Построение имитационной модели процесса оперативного обслуживания воздушных судов в нештатной и сбойной ситуациях.....	106
Сухих Н.Н. О проявлении отказов в бортовой цифровой управляющей машине.....	112
Затучный Д.А. К оптимизации маршрута движения воздушного судна в условиях зональной навигации.....	115
Логвин А.И., Яковлев Д.А. О проблемах развития малой авиации в РФ.....	117
Костромин А.Ю. Концепция применения микроминиатюрной элементной базы при построении инерциальной навигационной системы.....	119
Акиншин Р.Н., Абрамов П.И., Амирбеков Э.А. Алгоритм идентификации параметров электропривода на основе корреляционного метода.....	123
Акиншин Р.Н., Карпов И.Е., Самсонов А.Д. Модель и программный комплекс для оценки эффективности системы обеспечения безопасности полетов.....	126

Материал настоящего Научного Вестника содержит статьи по пяти направлениям: радиофизика, радиолокация, радионавигация, радиополяриметрия, общая радиотехника и управление воздушным движением.

Открывает Научный Вестник статья Ю.А. Краснитского, в которой рассмотрена задача моделирования импульсной реакции подповерхностного сейсмодатчика мелкого заложения на перемещение некоторого тела по граничной поверхности, в частности, качение автомобильной шины по дороге с асфальто-бетонным покрытием. Модель позволяет варьировать параметры сейсмического импульса за счёт изменения размеров и формы области контакта, распределения нагрузки вдоль неё, скорости движения транспортного средства и т.д.

В статье С.Ф. Коломиеца обсуждаются подходы к моделированию рассеянного поля на частицах разреженной среды с использованием теории случайных потоков. Показано, что в этом случае можно выделить три характерные модели взаимодействия плоской падающей волны, разреженной со средой равномерно распределённых в пространстве частиц. Отмечается определяющее влияние геометрии рассеивающего объёма.

Авторы Б.И. Шахтарин, С.В. Микаэльян в статье рассматривают вариант построения алгоритма оценивания параметров движения цели (траекторного фильтра) для системы слежения по угломерным данным, основанный на применении нелинейной модели движения цели в системе координат измерителя. Приведены результаты моделирования, демонстрирующие перспективность предлагаемого подхода, в частности, показана возможность оценки, помимо угловых координат цели и их производных, величины отношения радиальной скорости цели к дальности.

Построению поляризационно-доплеровской функции отклика составного радиолокационного объекта и рассмотрению вопроса обнаружения слабо отражающих мало-размерных объектов посвящена статья А.И. Козлова, В.Н. Татарина, С.В. Татарина, Н.Н. Кривина.

В статьях В.И. Вдовиченко рассматриваются некоторые возможности уменьшения вероятности опасных сближений воздушных судов, возникающих вследствие выхода за границы воздушного коридора в системах управления воздушным движением с автоматическим зависимым наблюдением, путём повышения эффективности их навигационного обеспечения на основе спутниковых технологий, и предлагаются некоторые линейные, нелинейные и стохастические модели систем отображения воздушной обстановки.

Гармонизация лётного контроля аэронавигационных средств гражданской авиации России рассмотрена в статье авторов Е.Б. Горского, С.Н. Сабурова и А.В. Старых.

Работа В.А. Ходаковского и Е.Г. Униченко посвящена эффективности управления воздушным движением в условиях ненадежности каналов информационного обмена.

Д.В. Колядов, А.В. Прохоров в своей статье приводят описание перспективной системы коммутации речевой связи в гражданской авиации, основанной на использовании технологии VoIP, и рассматривают основные подходы к проектированию такой системы.

В статье Е.В. Соболева, Е.А. Рубцова рассматривается метод расчета рабочей области навигационных маяков-дальномеров при навигации по системе DME.

Вопросы, связанные с применением многопозиционных систем наблюдения в аэродромных системах управления воздушным движением, анализ требований нормативных документов к МПС и алгоритмы обработки сигнальной информации для МПСН приводятся в работе авторов А.В. Прохорова, Г.В. Столярова, Д.С. Бондаря.

В работах Н.А. Северцева, А.В. Бецкова, И.В. Прокопьева предложены новые подходы гомеостаза определения показателей безопасности при эволюции состояния системы в процессе ее функционирования. Рассмотрен метод безопасной работоспособности системы в зависимости от наличия критических элементов (в смысле надежности) и определения их среднего количества, влияния на устойчивость функционирования системы.

Авторами Р.Н. Акиншиным, И.Е. Карповым, А.Д. Самсоновым разработана методика оценки уровня информационной безопасности в автоматизированной системе управления воздушным движением, позволяющая оценить достоверную вероятность обеспечения информационной безопасности в АС УВД в условиях неполноты исходной информации и существующих ограничений по времени принятия решения о составе системы защиты.

В статье Е.Г. Униченко рассмотрена возможность проведения оценки вероятности опасных сближений ВС при непосредственном УВД в соответствии с особенностями и топологией каждой зоны и ограничениями ИКАО на риск столкновений.

Подход, позволяющий определять: критические объекты инфраструктуры воздушного транспорта для целевого функционала авиапредприятия и их пороговые значения показателей качества функционирования в условиях применения актов незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации и первоочередные объекты инфраструктуры воздушного транспорта и их элементы, нуждающиеся в мерах по обеспечению дополнительной защиты от актов незаконного вмешательства, рассматривается в работах Б.С. Пряхина.

Авторами А.И. Логвиным, В.М. Лукичевым дан обзор проблемы обработки и учета сообщений NOTAM в современных условиях обеспечения полетов.

В статье В.М. Рухлинского, Е.В. Наумовой представлена методология выбора характеристик построения сложного авиационно-технического комплекса.

Авторы Ю.М. Чинючин, К.Н. Додонов рассматривают принципы построения технологических графиков обслуживания ВС с использованием имитационных моделей производственных процессов в аэропортах ГА.

Возможный вариант реализации инерциальной навигационной системы с использованием микроэлектромеханических акселерометров рассмотрен в статье А.Ю. Костромина.

В работе Д.А. Затучного рассматривается задача оптимизации маршрута движения ВС. Формулируется критерий выбора маршрута ВС.

Настоящий Вестник будет полезен специалистам, занимающимся представленными в Вестнике задачами, а также аспирантам и студентам радиотехнического профиля.

Ответственный редактор –
заслуженный деятель науки и техники РФ,
доктор физико-математических наук, профессор

А.И. Козлов

УДК 396.96

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИМПУЛЬСНОГО ВОЗБУЖДЕНИЯ ПОДПОВЕРХНОСТНОГО СЕЙСМИЧЕСКОГО ДАТЧИКА

Ю.А. КРАСНИТСКИЙ

Рассмотрена задача моделирования импульсной реакции подповерхностного сейсмодатчика мелкого заложения на перемещение некоторого тела по граничной поверхности, в частности, качение автомобильной шины по дороге с асфальто-бетонным покрытием. Решение основано на предположении, что воздействие на датчик осуществляется вертикальной составляющей поверхностной волны Рэлея, а область контакта шины с дорогой можно рассматривать как некую решетку, образованную совокупностью точечных источников этих волн. Модель позволяет варьировать параметры сейсмического импульса за счет изменения размеров и формы области контакта, распределения нагрузки вдоль нее, скорости движения транспортного средства и т.д. Модель реализована в вычислительной среде Matlab.

Ключевые слова: измерение веса в движении, область контакта, импульсное возбуждение, реакция дороги.

Введение

Оценка состояния дорожной сети играет важную роль при организации движения на территориях аэропортов, оценке качества ВПП и т.п. Нагрузки от отдельно взятой оси транспортного средства необходимо ограничивать определенными максимальными значениями. Весьма перспективным методом оценки нагрузки представляется применение систем измерения веса в движении (weigh-in-motion (WIM) systems) [1-6]. Во многих их разновидностях используют подповерхностные датчики мелкого заложения, размещаемые в верхнем слое дорожного полотна [3; 4].

Выходной сигнал датчика представляет собой последовательность импульсов. Каждый из них формируется при перемещении области контакта автомобильной шины с дорогой в процессе движения. Эту область называют также отпечатком, или следом колеса. Импульс достигает максимума при нахождении отпечатка непосредственно над датчиком. Число импульсов в последовательности равно числу осей транспортного средства. Предположение о том, что все импульсы должны быть подобны друг другу, опровергается соответствующим анализом, который позволяет установить определенные различия в их формах.

Основная задача при моделировании систем WIM состоит в разработке методов обнаружения и интерпретации этих различий. Ниже предложен алгоритм моделирования нестационарного импульсного воздействия, возбуждающего сейсмодатчик. Предполагается, что давление на дорожное покрытие соответствующим образом распределено по области контакта колеса с дорогой, а воздействие на датчик представляет собой вертикальный компонент поверхностной волны Рэлея [7; 8], которая распространяется в верхнем слое дорожного покрытия.

Если отпечаток шины рассматривать как некую дискретную решетку точечных источников рэлеевских волн с известными интенсивностями, распределенными вдоль области контакта, то моделируемый сигнал есть результат интерференции этих волн в точке расположения датчика. Глубину заложения датчика, а также размеры и форму отпечатка следует принять как часть начальных условий задачи. Тогда предлагаемая ниже модель дает возможность: а) варьировать вид функции, описывающей распределение давления внутри контура следа; б) изменять предполагаемую скорость движения транспортного средства; в) задавать величину коэффициента сопротивления качению со стороны дороги; г) учитывать составляющую скорости ветра, направленную вдоль дороги и т.д.

Моделирование позволяет определить формы импульсов. Их можно рассматривать как исходный материал для решения обратной задачи, состоящей в оценке весовых нагрузок на отдельную ось транспортного средства, проезжающего над датчиком. Все расчеты выполнены с использованием вычислительной среды Matlab.

1. Некоторые характеристики взаимодействия колеса с дорогой

Качественная картина этого взаимодействия изложена, например, в [9]. Оно существует в пределах некоторой области контакта колеса (шины) с дорожным покрытием, называемой также отпечатком или следом колеса.

Нагрузка на ось W (рис. 1) [9] отображается в отпечатке $a-b$ в виде некоторого неравномерного распределения давления. Оно описывается функцией $F_p(x, y)$, зависящей от сил упругости (четная мода) и сил трения при контакте шины с дорогой. При качении колеса в направлении оси x с линейной скоростью V и угловой скоростью ω_w радиальная деформация шины изменяется во времени, увеличиваясь в передней (наезжающей) части и ослабляясь в задней. Это приводит к тому, что силы трения носят в основном нечетный характер.

В результате на участке $a-c$ отпечатка силы трения коллинеарны с силами упругости, а на участке $c-b$ противоположны. Поэтому функции F_p и R_z , описывающие распределение давления и реакцию дороги соответственно, несимметричны относительно вертикальной оси z , проходящей через центр колеса.

Их максимумы сдвинуты по отношению к оси z на некоторую величину s , которая могла бы служить мерой взаимодействия колеса с дорогой. К сожалению, многообразие факторов, участвующих в рассматриваемых процессах, затрудняет строгое математическое описание функций F_p и R_z .

2. Импульс, возникающий при движении единичной точечной массы

Рассматриваемая задача состоит в оценке формы сейсмического импульса, возбуждаемого движением единичной точечной массы вдоль гладкой горизонтальной дороги с учетом трения (рис. 2). Изотропный сейсмодатчик находится на глубине h под поверхностью дороги и совмещен с началом декартовой системы координат. Точечное тело движется из начального положения $t=0$, $x=x_0$ вправо вдоль плоской поверхности дороги с постоянной скоростью V . Предполагается, что x_0 – отрицательная величина. На тело действует сила тяготения W и сила трения F .

Мгновенное положение тела относительно датчика описывается расстояниями x , r и углом α , где $x = x_0 t + Vt$; $r = \sqrt{x^2 + y^2}$; $\sin \alpha = h/r$; $\cos \alpha = x/r$.

Движение этого тела возбуждает сейсмические колебания, которые распространяются в приповерхностном слое дорожного покрытия как волны Рэлея с некоторой скоростью V_R . Текущее значение давления P , воспринимаемое датчиком, зависит от мгновенной величины суммы проекций сил W и F на направление текущего радиуса-вектора r .

Однако проекции силы W изменяют направление при изменении знака x . Следовательно, $P = (W \sin \alpha - F \cos \alpha) / \sqrt{|r|}$, где учтено, что интенсивность поверхностной волны Рэлея убывает обратно пропорционально квадратному корню из расстояния [4; 5]. Если датчик реагирует только на нормальную, т.е. z составляющую силы P , необходимо спроектировать ее на ось z , которая с учетом сказанного приобретет вид $P_z = W(1 + k_F x/h)h^2 / r^{5/2}$, где величину $k_F = F/P$ можно рассматривать как коэффициент трения качения.

На прохождение расстояния r от точки, задающей мгновенное положение движущегося тела, до датчика волна Рэлея затрачивает время $t_R = r/V_R$. Это необходимо учитывать при определении временной шкалы. Таким образом, локальное время датчика будет $t_s = (x - x_0)/V + (r - r_0)/V_R$, где $r_0 = (x_0^2 + h^2)^{1/2}$. Полученные соотношения могут служить основой для моделирования временной формы импульса, инициированного движущимся телом. Некоторые результаты, полученные при вариации коэффициента k_F , представлены на рис. 3.

Величина $x_{\max}$ указывает положение точки максимальной нагрузки (или реакции дороги), характеризующее сдвигом s (рис. 1), и зависит как от скорости автомобиля, так и от коэффициента трения. Этот максимум смещен от центра отпечатка в направлении движения. Значение сдвига должно быть также связано с составляющей скорости ветра, ориентированной вдоль дороги, аэродинамическими характеристиками транспортного средства и т.д.

Практика численного моделирования показывает, что зависимость (1) более целесообразно использовать в модернизированной форме, а именно $W_M(x) = W^\alpha(x)$.

При проведении численных экспериментов установлено, что наиболее правдоподобные значения показателя α лежат в промежутке 0.3 – 0.5, а поведение самой функции при различных α показано на рис. 4, где длина отпечатка взята равной $L=0.3\text{ м}$, а $x_{\max}=0.21\text{ м}$. Это приблизительно соответствует значению коэффициента трения $k_F=0.3$.

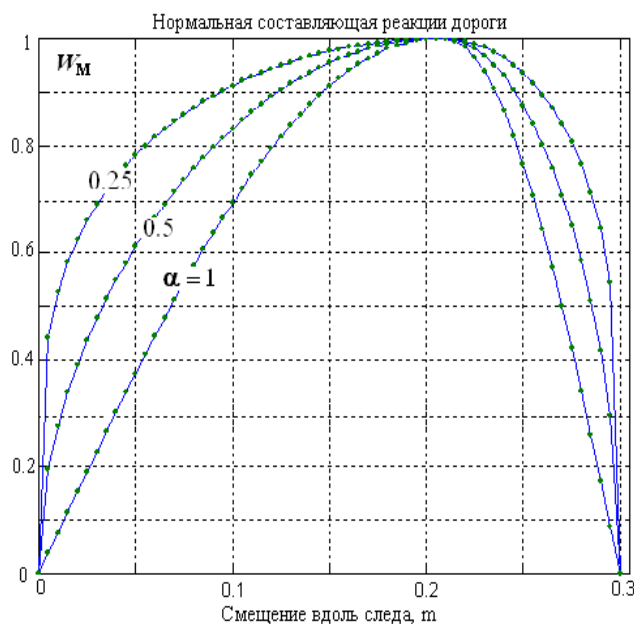


Рис. 4. Предполагаемое распределение реакции дороги вдоль следа

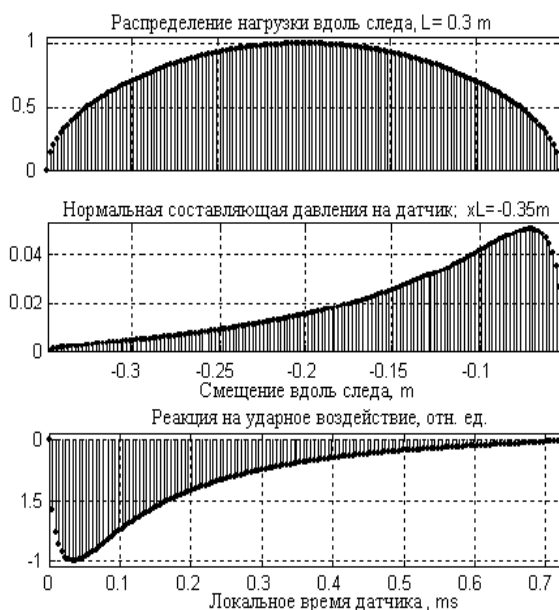


Рис. 5. Форма импульса при ударном контакте следа шины с дорогой

Кривые на рис. 4 не противостоят приводимым в литературных источниках объяснениям природы реакции дороги на воздействие со стороны колеса.

Для расчета импульса, инициированного телом конечных размеров, последнее следует заменить неким эквивалентным источником в виде одно – или двумерной дискретной решетки. Одномерная решетка ориентирована в направлении движения и содержит известное число точечных источников рэлеевских волн с известным распределением нагрузок. Каждый элемент возбуждает собственную волну, создавая определенный вклад в нормальный компонент давления, воздействующего на датчик.

Описанная модель позволяет найти форму импульса при одновременном ударном контакте отпечатка колеса с поверхностью дороги. Верхний график на рис. 5 изображает симметричное распределение нагрузки вдоль следа. Наиболее прост случай, когда ширина следа постоянна. Начало координат, как и на рис. 1, совмещено с датчиком, размещенным на глубине $h=0.025\text{ м}$. Вклад отдельных участков следа в суммарное давление представлен в центре рисунка. Нахождение формы импульса в таких условиях, по существу, совпадает с задачей оценки отклика датчика (рис. 5, нижний график) на воздействие дельта-импульса, т.е. его импульсной характеристики. Заметим, что натурный эксперимент по ее определению с помощью прямых инструментальных измерений достаточно труден в реализации. Возможно, что компьютерное моделирование дает единственный путь решения этой задачи относительно простыми средствами.

4. Связь форм импульсов с параметрами движения

Форма импульса, регистрируемая системами WIM, зависит не только от нагрузки на ось, но и от многих других параметров. Рассмотренные модели позволяют анализировать влияние различных факторов на внутреннюю структуру импульсов и тем самым оценивать их вклад в решение задачи измерения веса в движении.

С вычислительной точки зрения нахождение формы импульса, возбуждаемого движущейся решеткой из N элементов, сводится к формированию некоторой матрицы. Каждая ее строка представляет собой элементарный импульс, описывающий результат движения отдельного элемента решетки с учетом задержки. Эта матрица имеет вид

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & \dots & P_{1K} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & P_{21} & P_{22} & \dots & P_{2K} & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & 0 & P_{N1} & \dots & \dots & P_{N,K-1} & P_{NK} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где K – заданное число положений элемента решетки при его движении вдоль оси x (рис. 2). Для уравнивания длин строк в (2) каждую из них следует дополнить нулями в начале и в конце. Полная длина любой строки определяется положением элемента P_{NK} . Поскольку локальное время t_s датчика зависит от x нелинейно, простое сложение столбцов в (2) не приведет к «правильной» форме импульса, воздействующего на датчик. Перед сложением необходимо интерполировать каждую строку с шагом, равным минимальной задержке прихода волны Рэлея, т.е. h/V_R .

Следует отметить, что вычисление матрицы (2) эквивалентно выполнению свертки

$$P(x) = \int_{-\infty}^{\infty} P_z(x - \xi) W_M(\xi) d\xi \quad \text{единичного импульса} \quad P_z = W(1 + k_F x / h) h^2 / r^{5/2} \quad \text{с функцией}$$

$W_M(x) = W^\alpha(x)$, если последнюю рассматривать как функцию времени, описывающую изменение нагрузки вдоль следа в процессе прохождения автомобиля над датчиком.

В качестве важного примера рассмотрим задачу оценки вида связи формы результирующего импульса с длиной следа, которая образована линейной комбинацией нескольких импульсов, задержанных определенным образом. Каждый из них инициируется неким элементом дискретной решетки, которую можно рассматривать как эквивалент области контакта шины с дорогой. Скорость автомобиля V , а также сдвиг s максимума реакции R_z дороги относительно центра следа (рис. 1) будем считать заданными. Результаты вычислений показаны на рис. 6.

Графики в правой части рисунка нормированы к длине следа $L=0.3$ м. Они показывают, что длительности импульсов и смещения их максимумов зависят от длины следа, в отличие от других характеристик, практически линейно.

Результаты моделирования при других начальных условиях изображены на рис. 7. Видно, что изменение точки приложения максимальной нагрузки заметно влияет только на величину смещения максимума импульса. Воздействия на остальные параметры фактически нет. Графики нормированы к относительной длине следа $s = 0.7$.

Зависимости параметров импульсов от скорости движения автомобиля представлены на рис. 8. Можно видеть, что существует слабая линейная связь скорости с амплитудой импульса. Остальные параметры зависят от скорости существенно нелинейным образом. Графики в правой части рисунка нормированы к значению скорости $V=15$ м/с.

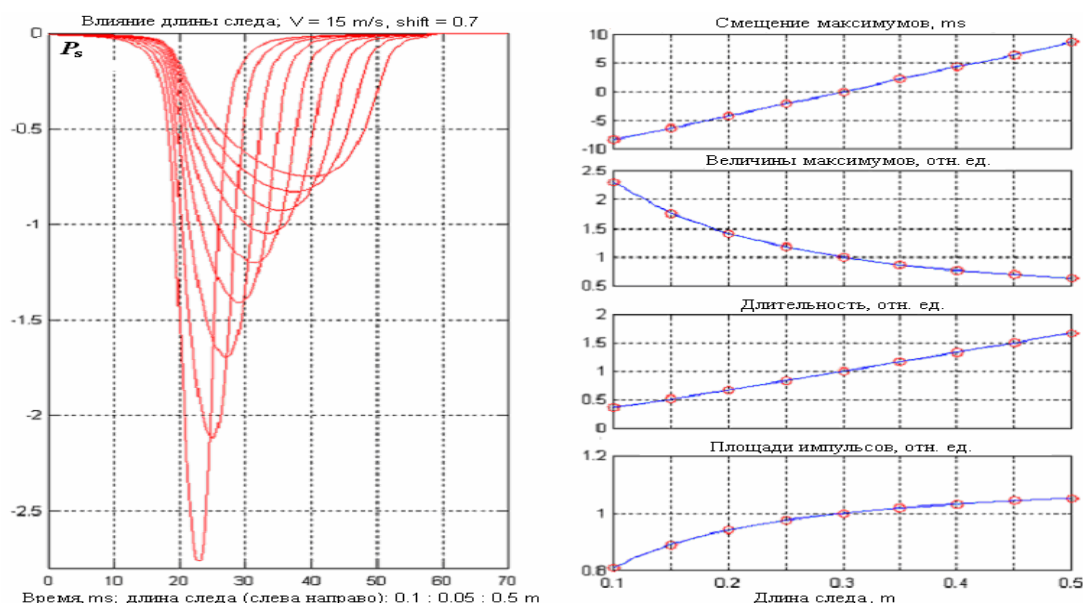


Рис. 6. Формы импульсов в зависимости от длины следа

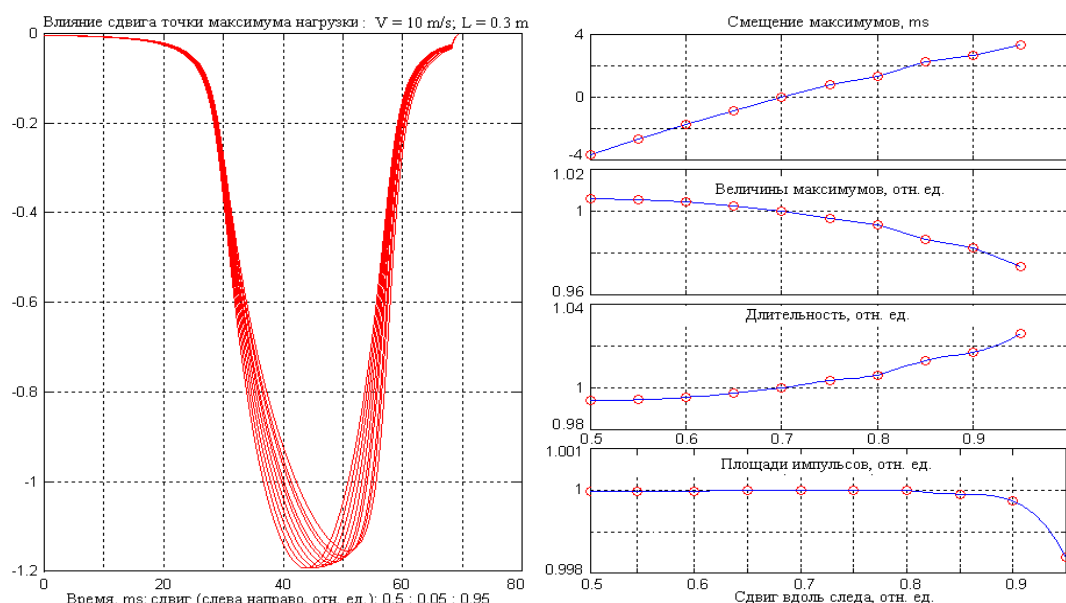


Рис. 7. Зависимость форм импульсов от изменения точки приложения максимума нагрузки

Заключение

В работе предложена модель возбуждения сейсмического датчика мелкого заложения, размещенного в подповерхностном слое дорожного покрытия, при воздействии на него волн Рэлея, которые возникают в результате давления на дорогу колес транспортного средства, проезжающего над датчиком. В качестве источника сейсмических волн выступает область контакта отдельного колеса с дорогой. Ей ставится в соответствие эквивалентный источник в виде динамической дискретной решетки, образованной совокупностью точечных источников, которые перемещаются вместе с колесом. Структура предлагаемой модели не противоречит известным качественным картинам взаимодействия автомобильной шины с дорожным покрытием. Модель позволяет оценить форму импульса, воздействующего на датчик, при различных начальных условиях. Этот импульс описывается конволюционной матрицей, которая отображает результат интерференции рэлеевских волн, инициируемых различными участками эквивалентной решетки, в точке расположения датчика. Необходимые вычисления реализованы в среде Matlab.

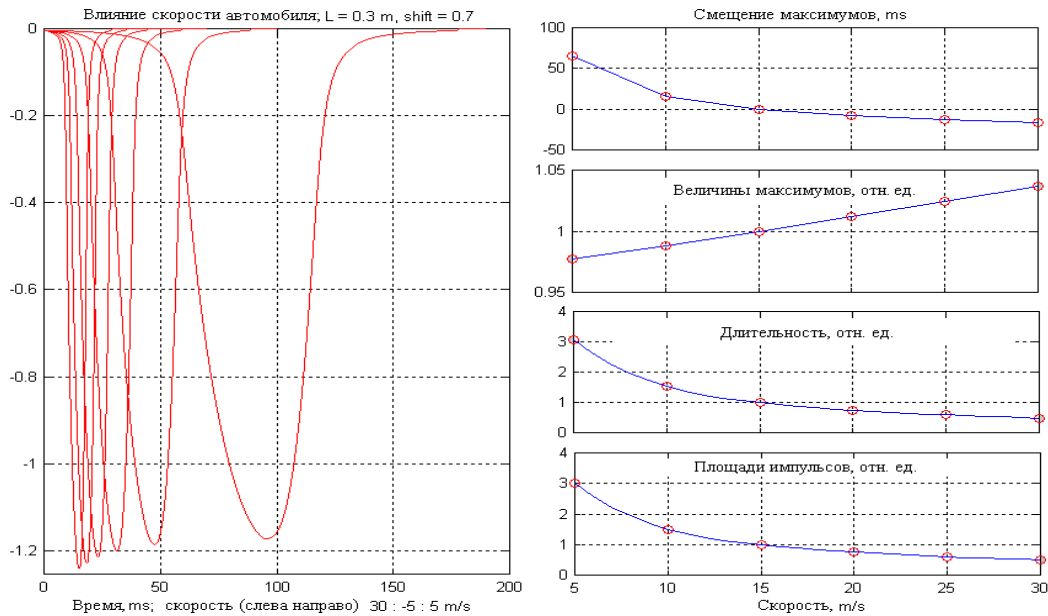


Рис. 8. Зависимость форм импульсов от скорости автомобиля

ЛИТЕРАТУРА

1. Jacob B., Feypell-de la Beaumelle V. Improving truck safety: Potential of weigh-in-motion technology. IATSS Research, 2010, 34, 9-15.
2. Shengyao Jia et al. Signal acquisition and processing of the moving vehicle weighting system. - WSEAS Trans. on Signal Proc., 2010, Issue 3, 6, 113 - 122.
3. Dorleus J. et al. A fiber optic seismic sensor for unattended ground sensing applications. - ITEA Journ., 2009, 30, 455 - 460.
4. Mimbela L.E.Y., Klein L.A. Summary of vehicle detection and surveillance technologies used in intelligent transportation systems. New Mexico: New Mexico State University, 2005.
5. Mazurek B. et al. Assessment of vehicle weight measurement method using PVDF transducers. - J. of Electrostatics, 2001, 51 - 52, 76 - 81.
6. US Dept. of Commerce. Development of fiber optic dynamic WIM systems. Final Report. USA: Nat. Techn. Inf. Service, 1997.
7. Шериф Р.Е., Гелдарт Л.П. Сейсморазведка. - 1987. - Т. 1. - М.: Мир.
8. Tatom F.B., Herndon G.W. US Pat. No 6,692,567 B1. USA, 2004.
9. Тарасик В.П. Теория движения автомобиля. - СПб: БХВ-Петербург, 2006.
10. Осиновская В.А. [Электронный ресурс]. URL: http://science-bsea.narod.ru/2006/story_2006/osinovskaya_vopros.htm.

MODELLING OF THE TRANSIENT RESPONSE OF A SMALL-BURIED SEISMIC SENSOR

Krasnitsky Y.A.

A model of small-buried seismic sensor transient response excited by a car tyre interaction with asphalt-concrete road pavement is proposed. It is supposed that a seismic wave received by the sensor is the vertical component of surface Rayleigh wave. The model is based on supposition that a tyre footprint is acceptable to consider as some array of point sources of these waves. The proper algorithms permit to vary different parameters of the array excitation, as to footprint dimensions, load distribution, motor vehicle velocities and others. It is worked out the set of Matlab codes for seismic transient pulses modelling and processing.

Key words: weigh-in-motion system, tyre footprint, impact, road pavement reaction, sensor response modelling.

Сведения об авторе

Краснитский Юрий Александрович, 1938 г.р., окончил Ленинградский институт точной механики и оптики (1961), доктор физико-математических наук, хабилитированный доктор инженерных наук, профессор кафедры телекоммуникаций Института транспорта и связи (Рига, Латвия), автор более 150 научных работ, область научных интересов – радиофизика, радиолокация, цифровая обработка сигналов.

УДК № 551.501.8

СТАТИСТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПИСАНИЮ РАССЕЯНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЛН НА ЧАСТИЦАХ РАЗРЕЖЕННЫХ СРЕД

С.Ф. КОЛОМИЕЦ

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Гореликом А.Г.

В статье обсуждаются подходы к моделированию рассеянного поля на частицах разреженной среды с использованием теории случайных потоков. Показано, что в этом случае можно выделить три характерные модели взаимодействия плоской падающей волны разреженной со средой равномерно распределенных в пространстве частиц. Отмечается определяющее влияние геометрии рассеивающего объема.

Ключевые слова: флуктуации интенсивности радиоэха, метеорологические РЛС, модели рассеяния на распределенных множественных целях, потоки случайных точек.

Введение

В [1] обсуждались основания для того, чтобы вновь обратиться к исследованию моделей формирования рассеянного поля на частицах разреженных сред. Было показано, что накопленные к настоящему времени ошибки и неоднозначности в трактовках результатов классических работ могут быть причиной неопределенности в вопросе о границе применимости рэлеевской модели рассеяния, обсуждавшейся в [1]. Она сдерживает использование «брэгговских» волн совместно с «рэлеевскими», в то время как многоволновые измерения, подразумевающие использование длины волны, характеризующейся дифракцией Ми на рассеивателях, совместно с рэлеевской стали практически классикой многоволновых измерений. Информационный потенциал многоволновых измерений с использованием более длинных (брэгговских) волн, как ожидается, не должен быть меньше информационного потенциала «классического» многоволнового подхода.

В [1] было показано, что традиция определения области применимости модели рассеяния Рэля через простое отношение ℓ – средней дистанции между рассеивателями к λ – длине волны зондирующего излучения ошибочна. В то же время, имеющиеся экспериментальные данные все-таки указывают на необходимость использования λ в подобном соотношении. Более того, отказ от использования отношения ℓ/λ ставит вопрос об адекватном описании процесса рассеяния электромагнитных «уплотняющейся» средой при неизменной длине волны падающего излучения или средой с неизменной концентрацией при растущей длине волны.

Отметим, что современные задачи интерпретации и сопоставления различных измерений требуют отказа от асимптотического (или «термодинамического») подхода, в рамках которого очень сложно учитывать конкретные пространственно-временные условия проведения измерений и характеристики используемой аппаратуры. Сама возможность применения термодинамических положений к разреженным средам требует обоснования. В этом смысле небезынтересным будет рассмотрение задачи с точки зрения теории случайных потоков [2-5].

Факторы, влияющие на область применимости рэлеевской модели

Многократное рассеяние вместе с рэлеевской «несвободой» упаковки рассеивателей являются основными факторами, определяющими её положение [1].

Поскольку эти факторы независимы, представляет интерес их индивидуальная оценка, при этом полностью контролируемый лабораторный эксперимент, посвященный решению этой задачи, согласующейся с полученными данными, стал возможным относительно недавно. С этой целью в [6; 7] использовался He-Ne лазер с $\lambda=0.628 \mu\text{m}$ (в воде $\lambda=0.472$) и латексные ($n=1.58$) сферы приблизительно одинакового размера. Толщина слоя деионизированной воды ($n=1.33$), содержащего взвешенные сферы, составляла 10 мм. Были получены результаты для сфер с диа-

метром 0.091, 1.101, 2.020, 5.7 и 11.9 μm . Для сфер, диаметр которых меньше λ , отмечалась незначительная локализация при относительных объемах, превышающих несколько процентов (рис. 1). Для сравнения там же приведены результаты для сфер с большим диаметром.

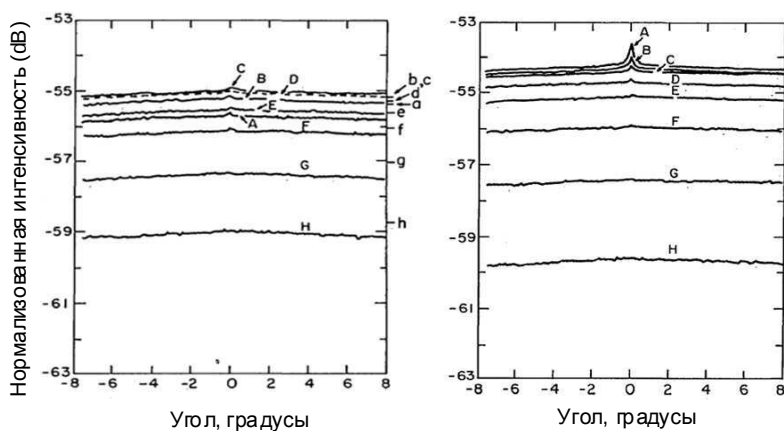


Рис. 1. Зависимость обратного рассеяния от угла наблюдения [6]: а - размер частиц 0,091 μm ; А - их относительная плотность 28, 95 %, В - 19,3 %, С - 9,65 %, D - 4,85 %, E - 2,413 %, F - 1,206 %; G - 0,603 %, H - 0,302 %; б - размер частиц 1,101 μm ; А - относительная плотность частиц 9,55 %, В - 4,78 %, С - 2,39 %, D - 1,19 %, E - 0,597 %, F - 0,299 %, G - 0,149 %, H - 0,075 %

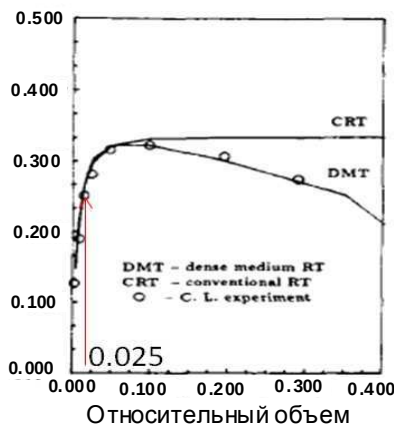


Рис. 2. Зависимость интенсивности от относительного объема рассеивателей [6]. Линейная зависимость наблюдается до значений относительного объема порядка 2,5 %

Незначительный размер «локализационного» пика указывает на то, что в цитируемых работах получены оценки границы применимости рэлеевского рассеяния от «несвободы» размещения частиц в рассеивающем объеме почти без аддитивного влияния многократного рассеяния. На рис. 2 представлена зависимость нормированной интенсивности поля рассеянного назад под углом 4° (для исключения эффекта слабой локализации) от f – относительного объема латексных сфер с диаметром 0.091 μm . Размер апертуры приемника составлял 5 мм. Как видно, до отметки 2.5% интенсивность растет прямо пропорционально относительному объему, а до 10% рост интенсивности замедляется и затем падает практически линейно с изломом в 35%.

Для упаковки сфер относительный объем не может превышать 52%, излом в точке 35% экспериментально не проверялся, он был получен на основе модели [6; 7], которая достаточно сложна и, хотя дает возможность работы с поляризационными параметрами, не позволяет дать ясную физическую интерпретацию диаграммы.

Простейшая модель «рассеяния на вероятности»

Рассмотрим рассеивающий объем, в виде прямого кругового цилиндра или куба, равномерно заполненных одинаковыми рассеивателями (рис. 3 а). Падающую волну будем считать плоской. В такой постановке задача может рассматриваться как одномерная с характерным параметром – расстоянием от некоторой выделенной точки в пространстве (фазового центра) до рассеивателя. В дальней зоне расстояния до любого рассеивателя, находящегося в сечении куба, перпендикулярном направлению распространения, можно считать одинаковыми.

Представим себе весь измерительный объем как сумму слоев (сечений) с толщиной h , равной диаметру частиц D . Пока относительный объем рассеивателей очень мал, вероятность попадания частицы в тот или иной слой мала. Рассматривая задачу в одном измерении, имеем ординарный пуассоновский поток точек со случайными расстояниями от фазового центра. Критерий ординарности (или запрета «наползания» одного рассеивателя на другой) для дальнейших оценок будет важен.

Мощность рассматриваемого одномерного потока μ_{1D} больше μ_{3D} – мощности исходного пуассоновского потока в пространстве. Причем $\mu_{1D} = \mu_{3D} / \sqrt{3} = \mu_{1D} = 0,58\mu_{3D}$, т.е. среднее расстояние между проекциями координат центров рассеивателей на ось распространения плоской волны составляет примерно 60% от среднего расстояния между центрами рассеивателей в пространстве. Можно предположить, что точки как в пространстве, так и на оси будут располагаться дискретно до тех пор, пока $\mu_{1D} > D$, где D – диаметр частиц. Мощности потоков можно указывать в единицах D , тогда вышеприведенное условие будет выглядеть как: $\mu_{1D} > 1$. Можно сказать, что в простейшей модели мы имеем «рассеяние на вероятности» попадания частицы в тот или иной слой, который не может содержать более одной частицы в один момент времени. Экспоненциальный характер распределения расстояния между частицами на оси в статистических парах этой модели (распределение Эрланга) переходит в экспоненциальный закон флуктуаций интенсивности обратного рассеяния.

Зададимся некоторыми характеристиками объема (сторона куба $L=1$ м) и частиц ($D/2=10^{-3}$ м, объемом $4.2 \cdot 10^{-9}$ м³). Если, например, их количество в объеме $N=500$ м⁻³ (относительный объем $f=2.1 \cdot 10^{-6}$), то среднее расстояние между ними в пространстве будет $\mu_{1D} > D$ и $\mu_{3D} = L\sqrt[3]{N}$, т.е. $\mu_{3D}=0.126$ м или в единицах диаметра $\mu_{3D} \approx 63 \cdot D$. Среднее расстояние на оси $\mu_{1D} \approx 0.073$ м или $\mu_{1D} \approx 36.5 \cdot D$. Двухмиллиметровые рассеиватели проецируются на ось со средним расстоянием 7 см, что указывает на высокую вероятность ординарности их потока.

Переходная модель «рассеяние на росте среднего»

Увеличим концентрацию частиц в пространстве до такого значения, когда после «схлопывания размерностей» уже невозможно будет рассматривать точки на оси как ординарный поток. Для этого проведем обратный расчет для случая, рассмотренного выше. Имеем $\mu_{1D}=D$, тогда $\mu_{3D}=1.7D$ и $N_{n0} = (L/\mu_{3D})^3$ или $N_{n0}=2.5 \cdot 10^7$ м⁻³ (относительный объем $f=0.1$). Таким образом, увеличение концентрации частиц свыше $N_{n0}=2.5 \cdot 10^7$ м⁻³ (или относительного объема рассеивателей свыше 10%) приведет к тому, что некоторые точки на оси станут кратными.

Такой же расчет возможен с других позиций. В демонстрационном кубе L/D слоёв с толщиной $h=D$. Тогда, по определению, N частиц, равномерно распределенных в пространстве, дадут в среднем по ND/L частиц в слое. Приравнявая это значение к единице, имеем $N_{n0}=500$ м⁻³. Начиная с концентрации N_{n0} , рассеиватели иногда будут следовать парами, тройками и т.д. (рис. 3 б, где показан случай $N=N_{n0}+1$). Иными словами, вероятность появления кратных частиц, определяемая процессом «схлопывания размерностей» и существующая в классической модели тоже, возрастет до уровня, когда её уже нельзя игнорировать.

Рассмотрим причины расхождения полученных оценок. Сначала слои, содержащие частицы и кратные частицы, следуют вместе с пустыми слоями, которых намного больше (рис. 3 в). Плотность распределения вероятности кратных частиц в слое совпадает с экспоненциально-пуассоновской, которую допустимо применять в силу малой вероятности найти частицу в слое. До определенной концентрации частиц в измерительном объеме кратность вообще можно не учитывать, как это делалось выше, полагая поток на оси ординарным. Это лишь допустимое в некотором интервале N упрощение задачи. Пуассоновский характер распределения плотности вероятности кратных частиц на оси требует более строгого доказательства и все необходимое для этого можно найти в [2-5; 8]. Здесь хотелось бы отметить, что по мере роста концентрации частиц N происходит постепенное «перетекание» пуассоновского характера в размещении дискретных частиц (точнее пар частиц) на прямой в пуассоновский же характер распределения плотности вероятности частиц в «регулярных» слоях. Иными словами происходит плавная трансформация модели «рассеяния на вероятности» в модель «рассеяния на флуктуациях».

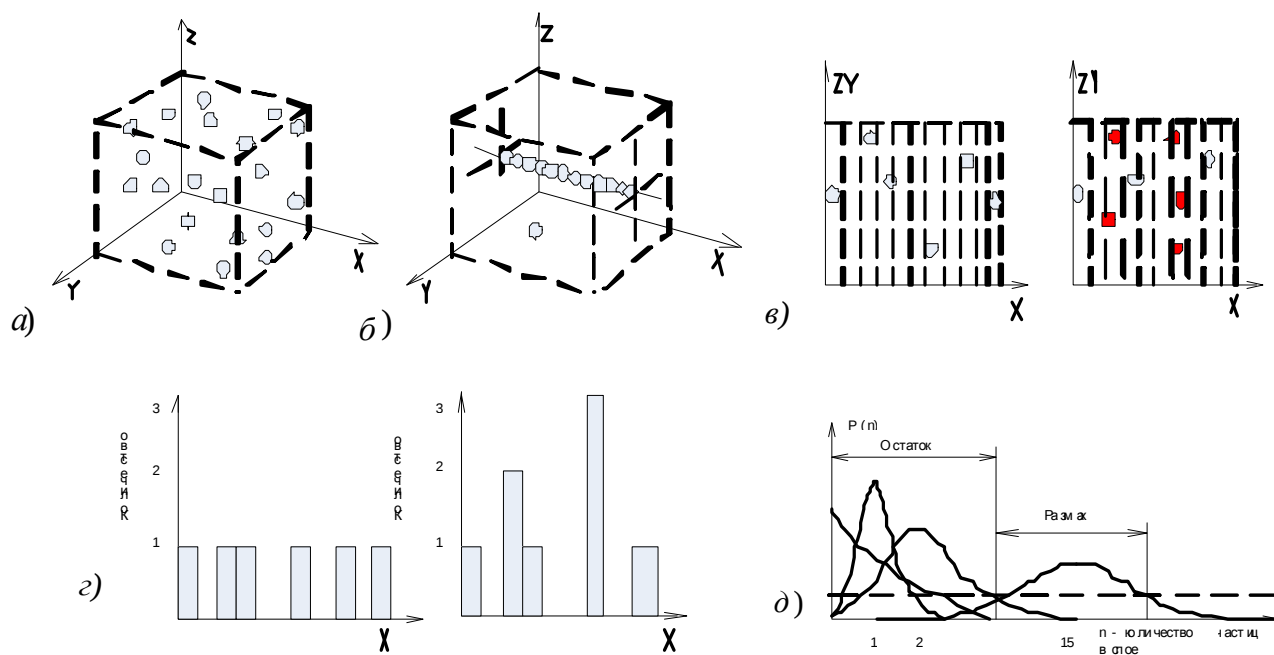


Рис. 3. Формирование статистик рассеивателей на характерных интервалах по оси относительного объема

Пока плотность вероятности частиц в слоях экспоненциально-пуассоновская, существует рассмотренная выше зависимость, связывающая μ_{3D} и μ_{1D} – средние расстояния между центрами частиц в пространстве и на оси. Как только плотность вероятности частиц в слоях становится модально-пуассоновской, что означает превышение вероятности встретить в слое частицу (и далее – кратную частицу) над вероятностью встретить пустой слой, поток на оси становится неординарным и связь между средним расстоянием в пространстве и на оси качественно изменяется. Несмотря на то, что содержание понятия μ_{3D} остаётся неизменным, на оси больше нет понятия «изолированная точка ординарного потока» и соответственно нет понятия μ_{1D} – расстояние «между изолированными точками ординарного потока». Вместо этого появилось понятие «кратная точка с некоторой кратностью». Не касаясь сложностей с расстояниями между «кратными точками» и используя введенные выше термины, можно заметить, что после появления неординарных потоков на оси, изменение μ_{3D} – среднего расстояния в пространстве между центрами рассеивателей влияет не только на изменение μ_{1D} – среднего расстояния между кратными точками на оси, но и на изменение степени их кратности. Таким образом, начиная с самых незначительных концентраций, простейшая модель, представленная выше, неприменима. В частности, для случая рассматриваемого куба при $N_{n0} > 500 \text{ м}^{-3}$ ($\mu_{3D}=0.126 \text{ м}$, $\mu_{1D} \approx 0.073 \text{ м}$) можно приближенно полагать, что в объеме всегда будет находиться хотя бы одна кратная точка (рис. 3 б). Для того чтобы подобную полуколичественную оценку перевести в реальную, количественную, необходимо учесть конкретные пространственно-временные условия измерений и параметры приемной аппаратуры.

Дальнейшее уменьшение μ_{3D} – среднего расстояния в пространстве будет влиять уже не только на уменьшение μ_{1D} – среднего расстояния на оси, но и на рост кратности точек [5]. Важность их наличия в объеме становится более ясной, если учесть, что двукратная частица в слое, рассеивающая, по определению, когерентно дает в четыре раза больший вклад в интенсивность по сравнению с ординарной частицей. Вклад тоекратной частицы больше в девять раз. Сопоставление полученных выводов с классическими результатами требует более детального рассмотрения и будет приведено в другой работе.

Продолжим увеличивать концентрацию частиц в пространстве и рассмотрим пуассоновское распределение частиц на оси со средним значением [9]. В терминах параметров гауссова распре-

деления можно сказать, что полуразмах не превышает среднее, если среднее - больше 9. Начиная с этого, распределение Пуассона можно заменить гауссовым. Принимая во внимание, что практически все точки гауссова распределения выпадают в интервале 6σ около среднего, где σ - стандартное отклонение, приходим к выводу, что дальнейшее увеличение пространственной концентрации частиц приведет к тому, что в измерительном объеме перестанут встречаться не содержащие точек слои. Этот важный факт означает начало взаимных компенсаций элементарных полей, рассеянных на «среднем неснижаемом остатке» частиц.

Расчет количества частиц, соответствующего началу компенсаций N_f в кубе с количеством слоев $L=500$ и в каждом в среднем по девять, а проще – десять частиц, дает $N_f=5000 \text{ м}^{-3}$ (относительный объем $f=2.1 \cdot 10^{-5}$). До этого значения концентрации интенсивность должна расти примерно пропорционально среднему числу частиц. Такое рассеяние можно назвать «рассеянием на росте среднего количества частиц».

Модель «рассеяния на флуктуациях» с интерференционной компенсацией

Увеличение концентрации частиц в пространстве больше N_f будет обеспечивать рост среднего количества частиц в слое и связанный с этим рост дисперсии распределения плотности вероятности. Когда три стандартных отклонения (половина размаха) превышают или равны среднему, как указывалось в [1], дисперсия подменяется средним. В рассматриваемом интервале концентраций $N > N_f$ по-прежнему дисперсия совпадает со средним, но полуразмах больше не превышает этих величин и, следовательно, наравне с дисперсией может рассматриваться как параметр, характеризующий флуктуации (рис. 3 в).

Появление «неснижаемого» остатка частиц и квадратичный характер экспериментальной кривой на рис. 2 указывают на то, что для дальнейшего использования дисперсии требуются веские основания, так как размах растет как раз пропорционально квадратному корню из среднего числа частиц. В этом может заключаться «статистическое» объяснение падения скорости роста интенсивности в интервале концентраций $N > N_f$, которое не требует привлечения корреляционной теории, хотя может быть описано с её использованием. В этом случае корреляции нужно рассматривать, как «фиктивные» или «виртуальные», объясняющиеся не наличием каких-либо новых явлений или взаимодействия между частицами, но лишь используемым для построения модели математическим аппаратом.

Геометрия рассеивающего объема

Практика рассмотрения задач распространения редко включает явный учет геометрии рассеивающего объема. В рамках обсуждаемых подходов такое положение неприемлемо из-за специфического влияния геометрии рассеивающего объема на характеристики рассматриваемых моделей и, что немаловажно, пространственное положение границ между ними по дистанции зондирования.

Ограниченный объем статьи не позволяет рассмотреть эти вопросы детально. Отметим лишь, что использованное нами в простейшей модели соотношение $\mu_{1D} = \mu_{3D} / \sqrt{3}$ справедливо только для кубического (а в общем случае – равномасштабного) рассеивающего объема. Достаточно проделать простейший мысленный эксперимент, заключающийся в рассмотрении нескольких кубических объемов рассеяния, поставленных один на другой или следующих друг за другом, чтобы заметить принципиально различное влияние продольных и поперечных масштабов на характеристики моделей. В частности, рост продольного масштаба не влияет на параметры размещения проекций частиц на оси распространения, а рост поперечного – приводит к пропорциональному уменьшению среднего расстояния между ними при неизменной концентрации частиц в пространстве, что для простейшей модели дает

$\sqrt{3}\mu_{1D} = [1 + \theta(H/L - 1)(H/L - 1)]\mu_{3D} / \sqrt{3}$, где L - продольный масштаб; H - поперечный масштаб; $\theta(x)$ - функция Хевисайда с нулевым значением в нуле.

Таким образом, пороговые концентрации перехода между моделями будут зависеть от геометрии рассеивающего объема, которая при достаточно широких диаграммах направленности может существенно изменяться вдоль дистанции зондирования. В качественном смысле это означает, что «действующая» в модели концентрация частиц может быть выше реальной и разреженные среды – при значительно «деформированных» рассеивающих объемах – могут, в принципе, взаимодействовать с падающим излучением, как более плотные.

Выводы

В работе выделены и описаны интервалы концентрации частиц, которые – в «фазовом» рассмотрении – должны иметь характерные и различающиеся друг от друга статистики рассеивателей. Качественный анализ факторов, влияющих на положение границ этих интервалов, указывает на определяющее значение геометрии рассеивающего объема и минимального масштаба задачи. Последний в вышеприведенных оценках был принят равным размеру частицы. Подчеркивается, в частности, принципиальное различие масштабов рассеивающего объема вдоль луча предполагаемого распространения волны и поперек его. Таким образом, показано, что рассмотренные характерные области могут сменять одна другую по мере удаления от источника и соответственно неизбежного увеличения поперечного масштаба рассеивающего объема. Иными словами при больших угловых размерах луча (основного лепестка ДН антенны) и на больших интервалах по дальности следует аккуратно относиться к применению единой модели рассеивающей среды на всей дистанции [10], что во многих прикладных областях является обычной практикой [11]. Результаты настоящей статьи указывают на то, что подобный подход требует соответствующего обоснования с учетом конкретных технических параметров аппаратуры и условий проведения измерений [12].

Принципиальная возможность использования, а также границы применимости (по длине волны падающего излучения, концентрации рассеивателей, размеру рассеивающего объема и параметрам приемопередатчика) рассмотренной в статье модели среды требуют дальнейшего исследования и обоснования. Теория неординарных процессов в настоящее время разработана не достаточно полно. Поэтому вполне вероятно, что формирование кратных точек будет сопровождаться процессами, аналогичными возникновению корреляций размещения частиц в пространстве [13]. Эти корреляции определяются не выбором математического аппарата, но обязательным требованием к описанию неординарного процесса. Окончательный порядок их расчета и физической интерпретации еще предстоит установить [5; 13].

ЛИТЕРАТУРА

1. Коломиц С.Ф. Современное состояние моделей рассеяния электромагнитных волн на частицах разреженных сред // Статья в данном Вестнике.
2. Хинчин А.Я. О пуассоновских потоках случайных событий // Работы по математической теории массового обслуживания: сб. тр. - М.: Физматгиз, 1963.
3. Хинчин А.Я. Потоки случайных событий без последействия // Работы по математической теории массового обслуживания: сб.тр. - М.: Физматгиз, 1963.
4. Стратонович Р.Л. Условное распределение коррелированных случайных точек и использование корреляций для оптимального выделения импульсного сигнала из шумов // Известия АН СССР, Энергетика и автоматика. - 1961. - № 2.
5. Большаков И.А. Статистические проблемы выделения потока сигналов из шума. - М.: Сов. радио, 1969.
6. Wen B., Tsang L., Winebrenner D.P., Isimary A. DeNse MeDium RaDiative TraNsfer Theory: Comparison With Experiment and Application to Microwave Remote Sensing and Polarimetry. IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing, vol. 28, No 1, 1990.
7. Kuga Y. and Ishimaru A. "Retroreflection from a Dense Distribution of particles," J. Opt. Soc. Amer., vol. 1, pp. 831-835, 1984.

8. Кингман Дж. Пуассоновские процессы. - М.: МЦНМО, 2007.
9. Кобзарь А.И. Прикладная математическая статистика. - М.: Физматлит, 2006.
10. Горелик А.Г., Коломиец С.Ф. Теория рассеяния радиоволн на блуждающих неоднородностях и единый комплекс моделей рассеивающей среды метеообразований // Труды Российского научно-технического общества радиотехники, электроники и связи им. А.С. Попова / Ин-т радиотехники и электроники РАН, Российская секция IEEE. - 2007.
11. Распространение ультракоротких радиоволн / пер. с англ. под ред. Б.А. Шиллерова. - М.: Сов. радио, 1954.
12. Горелик А.Г., Коломиец С.Ф. Рассеяние радиоволн разреженной средой и статистическая радиометеорология // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и электроника. - 2006. - Вып. 137. - С. 17.
13. Кузнецов П.И., Стратонович Р.Л. К математической теории коррелированных случайных точек // Известия АН СССР, серия Математика. - 1956. - Т. 20.

STATISTICAL APPROACH TO WAVE SCATTERING MODEL'S DESCRIPTION ON DISTRIBUTED PARTICLES OF RARIFIED MEDIA

Kolomiets S.F.

A brief discussion is given in the article to the statistical models of waves scattering on distributed scatterers of rarified media which may be developed based on the theory of random point flows. It is shown that there are three different submodels that could be defined with regard to the concentration of particles in the scattering volume. The geometry of the volume is presented as one of the main parameters of the problem in question.

Key words: models of waves scattering, fluctuations, meteorological radar, intensity of backscattering, theory of random point flows.

Сведения об авторе

Коломиец Сергей Федорович, 1971 г.р., окончил МФТИ (1993), кандидат физико-математических наук, научный сотрудник кафедры физико-математических проблем волновых процессов МФТИ, автор около 50 научных работ, область научных интересов – радиолокационная метеорология, статистическая радиофизика и электродинамика.

УДК 621.396.969.1

ТРАЕКТОРНЫЙ ФИЛЬТР В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ИЗМЕРИТЕЛЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ СЛЕЖЕНИЯ ЗА ЦЕЛЯМИ ПО УГЛОМЕРНЫМ ДАННЫМ

Б.И. ШАХТАРИН, С.В. МИКАЭЛЬЯН

В статье рассматривается вариант построения алгоритма оценивания параметров движения цели (траекторного фильтра) для системы слежения по угломерным данным, основанный на применении нелинейной модели движения цели в системе координат измерителя. Получены уравнения такой модели в непрерывном времени, рассмотрены способы ее дискретизации для реализации траекторного фильтра на основе расширенного фильтра Калмана. Приведены результаты моделирования, демонстрирующие перспективность предлагаемого подхода, в частности, показана возможность оценки, помимо угловых координат цели и их производных, величины отношения радиальной скорости цели к дальности.

Ключевые слова: сопровождение по угломерным данным, нелинейные алгоритмы оценивания, расширенный фильтр Калмана (РФК).

Введение

Задача определения параметров движения объектов на основе измерений только их угловых координат возникает во многих практических приложениях. Конкретным примером может служить двухканальный оптический координатор (рис. 1).

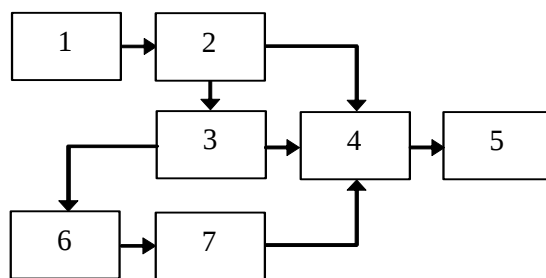


Рис. 1. Структурная схема оптического координатора: 1 – система приема и обработки телеизображения (СПОТ); 2 – блок обработки данных СПОТ; 3 – блок управления приводом ЛД; 4 – блок объединения информации; 5 – подсистема отображения информации; 6 – лазерный дальномер(ЛД); 7 – блок обработки данных ЛД

Для измерения угловых координат цели в нем используется телевизионная подсистема с относительно широким полем зрения, позволяющая наблюдать несколько целей одновременно. Предполагается, что координатор располагается на относительно малоподвижном основании, что не позволяет полностью локализовать наблюдаемые объекты в пространстве по одним только измерениям углов [1], поэтому координатор снабжен лазерным дальномером с собственным приводом. От алгоритма обработки угломерных данных требуется, во-первых, определение с высокой точностью угловых координат целей и их производных для управления наведением лазерного дальномера, а, во-вторых, обеспечение возможности удобного объединения полученных результатов с относительно редкими и нерегулярными замерами дальности для восстановления полного набора пространственных координат и вектора скорости целей. Указанные требования к алгоритму делают целесообразным его построение на основе модели движения цели, заданной в угловых координатах.

1. Уравнения движения цели в координатах измерителя

Получим уравнения модели объекта для алгоритма фильтрации в предположении постоянства скорости цели в пространстве ($\mathbf{v} = \text{const}$), для чего воспользуемся тем обстоятельством, что в произвольной криволинейной системе координат, задаваемой

обобщенными координатами $\{q_i\}_{i=1}^3$, уравнения такого движения имеют вид [2]

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial(v^2)}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial(v^2)}{\partial q_i} = 0, \quad \text{где} \quad i = 1, 2, 3. \quad (1)$$

В свою очередь, если рассматриваемая криволинейная система координат ортогональна, квадрат скорости равен $v^2 = \sum_{i=1}^3 q_i^2 H_i^2$, где H_i - коэффициенты Ламэ, определяемые выражением $H_i = \left| \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial q_i} \right| = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial q_i} \right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial q_i} \right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial q_i} \right)^2}$, где $\mathbf{r} = \mathbf{r}(q_1, q_2, q_3)$ - радиус-вектор цели, а x, y, h - декартовы координаты.

Будем считать, что криволинейная система координат задается углом места цели ε , курсовым углом β и дальностью D , которые связаны с декартовыми координатами x, y и h соотношениями: $x = D \cos \varepsilon \sin \beta$; $y = D \cos \varepsilon \cos \beta$; $h = D \sin \varepsilon$. Легко видеть, что соответствующие коэффициенты Ламэ равны: $H_\varepsilon = D$, $H_\beta = D \cos \varepsilon$, $H_D = 1$ и соответственно $v^2 = D^2(\dot{\varepsilon}^2 + \cos^2 \varepsilon \cdot \dot{\beta}^2) + \dot{D}^2$. Подставляя это соотношение в (1) и разрешая относительно старшей производной, получим

$$\ddot{\varepsilon} = -2\dot{\varepsilon}\dot{D}/D - \dot{\beta}^2 \cos \beta \sin \varepsilon; \quad \ddot{\beta} = -2\dot{\beta}\dot{D}/D + 2\varepsilon\dot{\varepsilon}\dot{\beta}; \quad \ddot{D} = \dot{\varepsilon}^2 D + \dot{\beta}^2 D \cos^2 \varepsilon. \quad (2)$$

Последнее уравнение в системе (2) можно на основании соотношения $\frac{d}{dt} \left(\frac{\dot{D}}{D} \right) = \frac{\ddot{D}}{D} - \left(\frac{\dot{D}}{D} \right)^2$ переписать в виде $\dot{\gamma} = \dot{\varepsilon}^2 + \dot{\beta}^2 \cos^2 \varepsilon - \gamma^2$, где введено обозначение $\gamma = \dot{D}/D$.

Объединив полученные соотношения, получим систему дифференциальных уравнений в нормальной форме, описывающих рассматриваемое движение в криволинейной системе координат

$$\dot{x}_1 = x_2; \quad \dot{x}_2 = -2x_2x_3 - x_4^2 \cos x_1 \sin x_1; \quad \dot{x}_3 = x_4; \quad \dot{x}_4 = -2x_4x_5 + 2x_1x_2x_4; \quad \dot{x}_5 = x_2^2 + x_4^2 \cos^2 x_1 - x_5^2 \quad (3)$$

или в обобщенном виде $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x})$, где $\mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5]^T$ - вектор состояния, подлежащий оценке по данным измерений углов ε и β (т.е. непосредственно переменных x_1 и x_3).

2. Дискретизация нелинейной модели движения цели

Для получения траекторного фильтра в виде алгоритма, пригодного для реализации на цифровом вычислителе, модель движения должна быть задана в виде $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{w}_k$. Для перехода от (3) к этой форме записи необходимо, во-первых, произвести дискретизацию полученной нелинейной модели движения и, во-вторых, добавить модель возмущений. Относительно возмущений будем предполагать, что их можно представить в виде аддитивного нормального белого шума без взаимной корреляции по координатам. Для перехода к модели в дискретном времени необходимо произвести интегрирование уравнений (3) на каждом из интервалов дискретизации. Для нелинейной модели, в общем случае, требуется использовать приближенные методы численного интегрирования. В данной работе были использованы простейший метод Эйлера (метод 1-го порядка) и модифицированный метод Эйлера (метод 2-го порядка). Для реализации собственно траекторного фильтра использован алгоритм расширенного фильтра Калмана (РФК) [3].

Рассмотрим, например, применение модифицированного метода Эйлера для дискретизации модели движения. Непосредственное применение формул данного метода [4] приводит к следующей функции модели движения в дискретном времени $\mathbf{F}(\mathbf{x}_k) = \mathbf{x}_k + \mathbf{f}(\mathbf{x}_k + 0,5 \mathbf{f}(\mathbf{x}_k) \cdot T) \cdot T$, где $\mathbf{x}_k = \mathbf{x}(t_k)$.

Реализация этой функции требует двухкратного вложенного вызова функции непрерывной модели $f(\cdot)$. Использование методов интегрирования более высокого порядка может привести к заметному увеличению вычислительной сложности алгоритма.

Для реализации РФК помимо функции $F(\cdot)$ необходимо вычислять ее якобиан. Непосредственное дифференцирование $F(\mathbf{x}_k)$ по $\mathbf{x}_k$ приводит к формуле $DF(\mathbf{x}_k) = I + [Df(\mathbf{x}_k + 0,5f(\mathbf{x}_k) \cdot T) \cdot (I + 0,5Df(\mathbf{x}_k) \cdot T)] \cdot T$, где I – единичная матрица размерности 5×5 ; $Df(\mathbf{x})$ – якобиан функции непрерывной модели $f(\mathbf{x})$; $\mathbf{x}_k$ – вектор состояния системы в момент времени $t = t_k$. Применение методов интегрирования более высокого порядка также приводит к значительному усложнению вычислений.

3. Результаты моделирования

На рис. 2 представлены результаты моделирования алгоритма оценки угловых координат цели и их производных с использованием фильтров на основе алгоритма РФК.

Моделировалась следующая ситуация: цель движется вдоль оси ОУ в сторону начала системы координат с дальности 9000 м со скоростью 300 м/с. Координаты $x = 400$ м и $h = 50$ м цели в процессе движения остаются постоянными. Оптическая система измеряет угловые координаты цели – угол места (УМ) ε и курсовой угол (КУ). Ошибки измерения координат оптической системой моделировались нормальным белым шумом с нулевым средним и среднеквадратичным отклонением $\sigma_{\text{изм}} = 1$ мрад. В качестве меры погрешности оценивания приведены значения квадратного корня из выборочного момента 2-го порядка ошибок (смещенного, включающего в себя как систематическую, так и случайную составляющие ошибки).

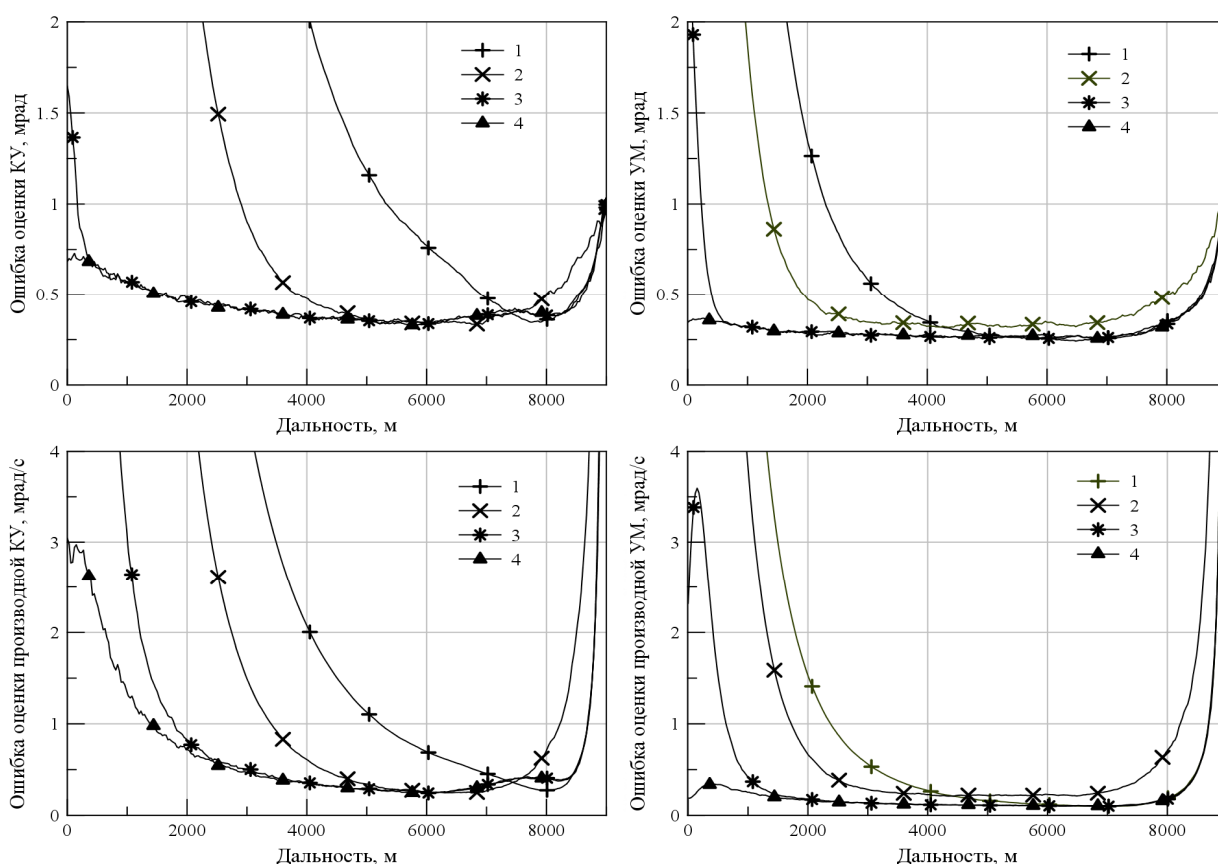


Рис. 2. Результаты моделирования алгоритмов оценки угловых координат и их производных

Для сравнения на графиках представлены также результаты моделирования линейных алгоритмов оценивания на основе классического фильтра Калмана (КФК) [5] с использованием 2-х моделей изменения угловых координат – на основе приближительного постоянства скорости и ускорения, КФК1 и КФК2 соответственно. На графиках использованы следующие цифровые обозначения: 1 – результаты моделирования КФК1; 2 – результаты моделирования КФК2; 3 – результаты моделирования РФК на базе нелинейной модели (7), полученной с использованием простейшего метода Эйлера (РФК1); 4 – результаты моделирования РФК с моделью, полученной с помощью модифицированного метода Эйлера (РФК2).

Приведенные результаты показывают, что линейные варианты траекторных фильтров в рассматриваемой ситуации неработоспособны. В то же время применение фильтра на основе нелинейной модели движения (7), реализованной даже с применением метода интегрирования 1-го порядка, значительно улучшает ситуацию. Использование модифицированного метода Эйлера полностью устраняет расходимость фильтра и делает его работоспособным на всем диапазоне дальностей.

Несомненный интерес представляет возможность оценки дополнительного кинематического параметра – отношения радиальной скорости к дальности γ . На рис. 3 представлены результаты моделирования процесса оценивания данного параметра, приведены график зависимости оценки величины γ от дальности для одного конкретного испытания и полученные статистические характеристики ошибок.

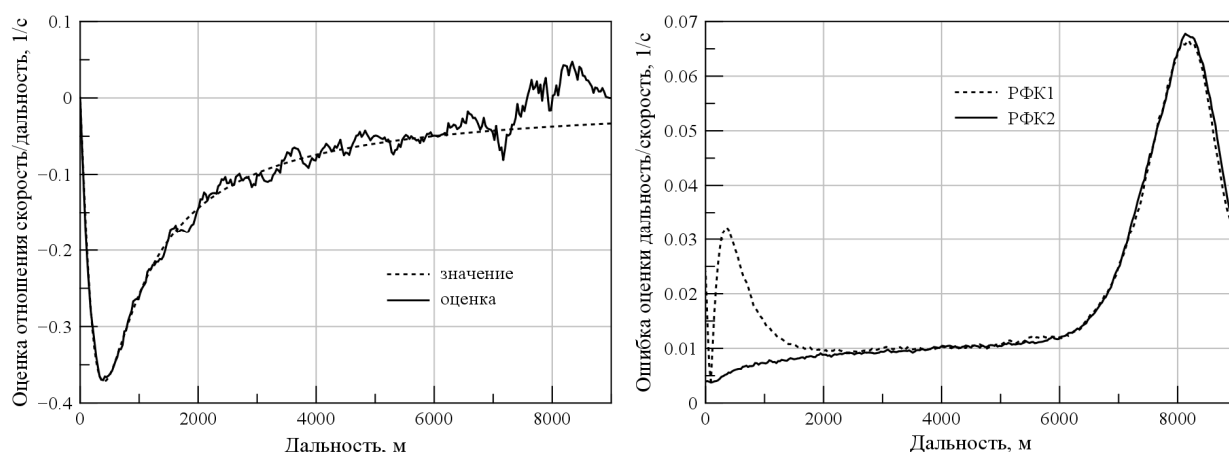


Рис. 3. Результаты моделирования оценивания отношения скорость/дальность

Заключение

Проведенные исследования показали, что предлагаемый подход с использованием нелинейной модели движения цели в координатах измерителя позволяет реализовать работоспособный алгоритм оценивания параметров движения, удобный для применения в системах слежения, подобных приведенной на рис. 1. Существенным преимуществом алгоритма является возможность оценивания величины отношения радиальная скорость/дальность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Верба В.С. и др. Оценивание дальности и скорости в радиолокационных системах / под ред. В.С. Вербы, В.И. Меркулова. - М.: Радиотехника, 2010. - Ч. 3.
2. Айзерман М.А. Классическая механика. - 2-е изд., перераб. - М.: Наука, 1980.
3. Шахтарин Б.И. Нелинейная оптимальная фильтрация в примерах и задачах. - М.: Гелиос АРВ, 2008.
4. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. - М.: Наука, 1977.
5. Шахтарин Б.И. Фильтры Винера и Калмана. - М.: Гелиос АРВ, 2008.

A TRACKING FILTER IN MEASUREMENT COORDINATES FOR ANGLE ONLY SURVEILLANCE SYSTEM

Shachtarin B.I., Micaeljan S.V.

The article discuss a target tracking algorithm for angle only surveillance system, based on nonlinear movement model in measurement coordinates. The equations of such a model in continuous time are derived, model discretization for tracking filter based on Extended Kalman Filter is considered. Simulation shows the availability of the offered approach and, in particular, the possibility of estimating the ratio radial target velocity to its range in addition to angular coordinates and their derivations.

Key words: angle only target tracking, nonlinear filtering, Extended Kalman Filter (EKF).

Сведения об авторах

Шахтарин Борис Ильич, 1933 г.р., окончил ЛВВИА им. А.Ф. Можайского (1958) и ЛГУ (1968), заслуженный деятель науки и техники РФ, лауреат государственной премии, доктор технических наук, профессор кафедры автономных информационных и управляющих систем МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 250 научных работ, область научных интересов – статистическая радиотехника, в том числе теория оптимальной фильтрации, помехоустойчивость, системы синхронизации.

Микаэльян Самвел Варганович, 1962 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1985), научный сотрудник НИИ «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор 10 научных работ, область научных интересов – алгоритмы обработки информации в системах слежения за целями, разработка программного обеспечения встраиваемых информационных и управляющих систем.

УДК 621.396.96

ПОЛЯРИЗАЦИОННО-ДОПЛЕРОВСКАЯ ФУНКЦИЯ ОТКЛИКА СОСТАВНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБЪЕКТА В ЗАДАЧЕ ОБНАРУЖЕНИЯ

А.И. КОЗЛОВ, В.Н. ТАТАРИНОВ, С.В. ТАТАРИНОВ, Н.Н. КРИВИН

Построена поляризационно-доплеровская функция отклика составного радиолокационного объекта и рассмотрен вопрос обнаружения слабо отражающих малоразмерных объектов.

Ключевые слова: радиополяриметрия, обнаружение радионавигационных целей.

Предположим, что составной радиолокационный объект (СРО) включает в себя рассеивающую (подстилающую) поверхность и малоразмерный (точечный) искусственный объект. Каждый из объектов характеризуется своей матрицей рассеяния (МР). Предположим, что собственные векторы этих матриц совпадают. Тогда МР составного объекта (подстилающая поверхность и движущийся точечный объект) в круговом поляризационном базисе [1; 2] может быть записана как

$$\begin{aligned} \|\dot{S}_{jl}^{rl}(t)\|_{\Sigma} &= \|\dot{S}_{jl}^{rl}(t)\|_b + \|\dot{S}_{jl}^{rl}(t)\|_t = \\ &= \frac{1}{2} \left\| \begin{bmatrix} \dot{\lambda}_1(t) - \dot{\lambda}_2(t) + [\dot{\xi}_1 - \dot{\xi}_2] \exp\{j\Omega t\} & j[\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t) + [\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2] \exp\{j\Omega t\}] \\ j[\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t) + [\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2] \exp\{j\Omega t\}] & -[\dot{\lambda}_1(t) - \dot{\lambda}_2(t) + [\dot{\xi}_1 - \dot{\xi}_2] \exp\{j\Omega t\}] \end{bmatrix} \right\|. \end{aligned}$$

Здесь величины $\dot{\xi}_1, \dot{\xi}_2$ есть собственные числа точечного движущегося объекта, Ω есть доплеровская частота, а $\dot{\lambda}_i(t)$ ($i = 1, 2$) есть флуктуирующие собственные числа МР подстилающей поверхности. Для случая круговой поляризации излучения круговое поляризационное отношение для волны, рассеянной СРО, имеет вид

$$\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = j \left\{ \frac{[\dot{\lambda}_1(t) - \dot{\lambda}_2(t)] + [\dot{\xi}_1 - \dot{\xi}_2] \exp(j\Omega t)}{[\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t)] + [\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2] \exp(j\Omega t)} \right\}. \quad (1)$$

Нетрудно видеть, что круговое поляризационное отношение (2) представляет собой средневзвешенную величину

$$\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = j \left\{ \frac{[\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t)] \dot{P}_a^{rl}(t) + [\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2] \dot{P}_t^{rl}(t)}{[\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t)] + [\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2] \exp(j\Omega t)} \right\}, \quad (2)$$

где $\dot{P}_a^{rl}(t) = (\dot{\lambda}_1(t) - \dot{\lambda}_2(t)) / (\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t))$, $\dot{P}_t^{rl}(t) = (\dot{\xi}_1 - \dot{\xi}_2) / (\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2)$ есть круговые поляризационные отношения для волн, рассеянных подстилающей поверхностью и объектом соответственно. Эти величины подлежат анализу с целью их использования в задаче обнаружения слабо отражающего объекта.

Представим (2) как $\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = j [\dot{P}_a^{rl}(t) + \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\} \dot{P}_t^{rl}] / [1 + \dot{a}(t) \cdot \exp(j\Omega t)]$, где случайная величина $\dot{a}(t) = (\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2) / (\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t))$ есть комплексное отношение сигналов, рассеянных малоразмерным объектом и подстилающей поверхностью. Запишем знаменатель выражения (2) в виде $[1 + \dot{a}(t) \cdot \exp(j\Omega t)] = (1 + \dot{z})$, где $\dot{z} = \dot{a}(t) \cdot \exp(j\Omega t)$ и проведем при условии, что $|\dot{z}| < 1$, разложение функции $(1 + \dot{z})^{-1}$ в степенной ряд $(1 + \dot{z})^{-1} = \sum_{n=0}^N (-1)^n \dot{z}^n$.

Анализируемый метод разложения поляризационно-доплеровской функции отклика (ПДФО) СРО, т.е. выражения (2) является корректным только для случая, когда сигнал, рассеянный подстилающей поверхностью, значительно превышает сигнал, рассеянный точечным объектом. Ограничившись только первым членом ряда, имеем $\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = j(1 - \dot{z}) [\dot{P}_a^{rl}(t) + \dot{a}(t) \cdot \exp(j\Omega t) \dot{P}_t^{rl}]$.

Полученные результаты позволяют предложить способ обнаружения слабо отражающих объектов на фоне подстилающей поверхности. Нетрудно показать, что главный член разложения ПДФО СРО имеет форму узкополосного случайного процесса

$$S_1(t) = |\dot{a}(t)| \sqrt{(\dot{\mu}_t - \dot{\mu}_b(t))(\dot{\mu}_t^* - \dot{\mu}_b^*(t))} \cos [\Omega t + \varphi_\mu(t) + \varphi_a(t)]. \quad (3)$$

Для слабо отражающих объектов модуль отношения $|\dot{a}(t)|$ удовлетворяет условию $|\dot{a}| \ll 1$. Принимая во внимание, что малоразмерные объекты чаще всего имеют простую форму и изготовлены из металла, можно предположить, что эти объекты относятся к классу поляризационно-изотропных и степень их поляризационной анизотропии равна нулю ($\dot{\mu}_t = 0$). Отсюда следует, что $S_1(t) = |\dot{a}(t)| \dot{\mu}_b(t) \cos [\Omega t + \varphi_\mu(t)]$. Это представление отображает изменения, которые слабо отражающий объект внёс в сигнал, рассеянный подстилающей поверхностью. Они определяются доплеровским сдвигом частоты, содержащимся в ПДФО СРО и обуславливающим её форму в виде узкополосного случайного процесса. Таким образом, слабо отражающий движущийся объект не наблюдается традиционным способом, но его наличие обуславливает «след» этого объекта в ПДФО СРО. Реализуя спектральный анализ как энергетической функции отклика ЭПР(t), так и ПДФО СРО $S_1(t)$, можно убедиться в предполагаемой повышенной эффективности использования ПДФО в задаче обнаружения слабо отражающих объектов.

Экспериментальные исследования проводились с использованием моноимпульсного поляризационного радара, выходные параметры которого представляли собой полную мощность рассеяния составным объектом (ЭПР(t)) и коэффициент эллиптичности рассеянной волны $K(t)$, связанный с модулем кругового поляризационного отношения дробно-линейным преобразованием вида $K(t) = (\dot{P}^{rl} - 1) / (\dot{P}^{rl} + 1)$.

В ходе эксперимента исследовался составной объект в виде участка подстилающей поверхности и движущегося по ней в направлении на радар человека, скорость перемещения которого составляла м/с. Доплеровский сдвиг частоты для данного интервала скоростей при длине волны радара $\lambda = 0,03$ м составлял $|f_D| = 2V / \lambda \approx 7 \div 17$ Гц.

На рис. 1 изображены экспериментальные реализации флуктуаций ЭПР(t) составного объекта и поляризационно-доплеровской функции отклика $K(t)$ на двухсекундном интервале.

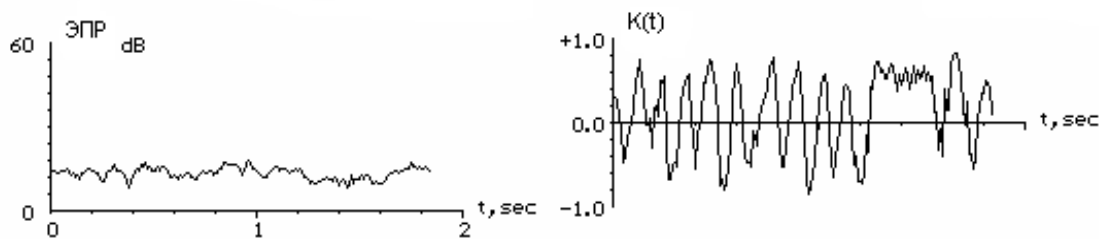


Рис. 1. Экспериментальные реализации ЭПР(t) и $K(t)$

Для удобства интерпретации в дальнейшем коэффициент эллиптичности преобразовывался в третий нормированный параметр Стокса как $S_3^N(t) = 2K(t) / [1 + K^2(t)]$, а затем вычислялись автокорреляционные функции флуктуаций ЭПР(t) и $K(t)$. После этого с использованием теоремы Винера-Хинчина определялся усреднённый спектр мощности упомянутых функций. На рис. 2 представлены результаты вычислений.

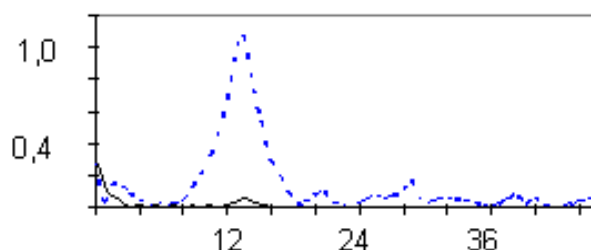


Рис. 2. Энергетические спектры функций ЭПР(t) (сплошная линия) и К(t) (пунктир)

Нетрудно видеть, что в области частот 12÷16 Гц спектральная плотность мощности поляризационно-доплеровской функции отклика (пунктирная линия) имеет ярко выраженный максимум, превосходящий соответствующий максимум спектральной плотности мощности ЭПР (сплошная линия) в 10÷12 раз. Таким образом, результаты эксперимента убедительно подтверждают данные анализа и свидетельствуют о высокой эффективности обнаружения слабо отражающих объектов при использовании поляризационно-доплеровской функции отклика.

ЛИТЕРАТУРА

1. Татаринов В.Н., Татаринов С.В., Лигтхарт Л.П. Введение в современную теорию поляризации радиолокационных сигналов. - Томск: Изд-во ТГУ, 2006.
2. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. - М.: Радиотехника, 2005. - Т. 1.

POLARIZATION-DOPPLER RESPONSE FUNCTION OF A COMPOUND RADAR OBJECT IN THE DETECTION PROBLEM

Kozlov A.I., Tatarinov V.N., Tatarinov S.V., Krivin N.N.

Polarization-Doppler response function of a compound radar object is considered in this paper for small-scale object detection problem decision.

Key words: radiopolarimetry, detection of radio navigation purposes.

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, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов - радиофизика, радиополяриметрия, радиолокация.

Татаринов Виктор Николаевич, 1941 г.р., окончил ТУСУР (1964), доктор технических наук, профессор, действительный член Академии электромагнетизма (Массачусетс, США), заведующий кафедрой конструирования и производства радиоаппаратуры ТУСУР, автор более 200 научных работ, область научных интересов - теория когерентности и поляризации электромагнитного поля, статистическая радиофизика, рассеяние волн сложными объектами, поляризационная радиолокация.

Татаринов Сергей Викторович, 1969 г.р., окончил ТУСУР (1994), кандидат технических наук, доцент кафедры конструирования и производства РЭА ТУСУР, автор более 70 научных работ, область научных интересов - статистическая теория поляризации при рассеянии волн сложными объектами.

Кривин Николай Николаевич, 1985 г.р., окончил ТУСУР (2007), аспирант кафедры конструирования и производства РЭА ТУСУР, автор 7 научных работ, область научных интересов - теория поляризационного контраста малоразмерных объектов на подстилающей поверхности.

УДК 621.396

ПРОСТРАНСТВЕННАЯ ОБРАБОТКА СИГНАЛОВ ПРИ НАЛИЧИИ ПОМЕХ

Б.И. ШАХТАРИН

Рассмотрено воздействие на антенную решетку (АР) аддитивной смеси сигнала и шума, действующего совместно с некоторой помехой. Соотношение для результирующей диаграммы направленности (ДН) АР иллюстрируется примером, показывающим подавление помехи, приходящей с известного направления.

Ключевые слова: антенная решетка, критерий максимума правдоподобия, отношение сигнал/шум.

Введение

Пространственно-временной обработке сигналов посвящено большое число работ, среди которых [1-4 и др.]. Показано, в частности, что в случае узкополосного сигнала пространственно-временную обработку можно разделить на два последовательных этапа: пространственную фильтрацию и временную обработку, причем в том и другом случае фильтрация сигнала может осуществляться оптимальным способом.

В рассматриваемом автором случае пространственно-временная обработка сигнала происходит в пространственном фильтре, оптимальном по критерию максимального правдоподобия, а затем во временном фильтре, оптимальном по критерию максимума апостериорной вероятности (на основе уравнения Стратоновича).

1. Пространственная фильтрация сигнала и подавление помехи

Допустим, что при приеме сигнала выполняются следующие условия: а) принимаемый сигнал является узкополосным; б) собственные шумы приемного устройства и помеха аппроксимируются гауссовскими белыми шумами (ГБШ); в) волновые фронты сигнала и помехи являются плоскими.

При этих допущениях уравнение наблюдения (вход АР) будет иметь вид $\mathbf{x}_t = \mathbf{v}\mathbf{s}_t(\lambda) + \mathbf{C}_t\tilde{\mathbf{n}}_t + \mathbf{n}_{0t}$, где $\mathbf{C}_t = [\mathbf{C}_1 \dots \mathbf{C}_m \dots \mathbf{C}_M]$, $\mathbf{v}$ и $\mathbf{C}_m$ – фазовый вектор сигнала и вектор-столбец m -й помехи на элементах $\mathbf{p}_i$, $i = \overline{1, n}$ соответственно; $\tilde{\mathbf{n}}_t$ – вектор ГБШ, описывающий внутренние шумы приемника; λ – векторный параметр, подлежащий оценке.

Обозначим суммарный шум (помеха+шум): $\mathbf{n}_t = \mathbf{C}_t\tilde{\mathbf{n}}_t + \mathbf{n}_{0t}$, $\mathbf{n}_t$ – комплексный ГБШ с нулевым средним значением и матрицей [2] $\mathbf{N} = \mathbf{N}_0 + 0,5\tilde{\mathbf{N}}\mathbf{C}\mathbf{C}^H$, где $2\mathbf{N}_0 = N_0\mathbf{I}$; $\tilde{\mathbf{N}} = \tilde{N}\mathbf{I}$; $\mathbf{I}$ – единичная матрица; H – знак эрмитова транспонирования.

Предполагая в дальнейшем наличие единственной помехи, положим $\mathbf{C} = \mathbf{C}_1$ – вектор-столбец, тогда уравнение наблюдения будет $\mathbf{x}_t = \mathbf{v}\mathbf{s}_t(\lambda) + \mathbf{n}_t$.

Функция правдоподобия L равна условной плотности распределения вероятностей (ПРВ)

$$L = W(\mathbf{x}|\mathbf{s}) = [\det(\pi\mathbf{N})]^{-0,5} \exp\left[-(\mathbf{x} - \mathbf{s})^H \mathbf{N}^{-1}(\mathbf{x} - \mathbf{s})\right],$$

где $\mathbf{s} = \mathbf{v}\mathbf{s}_t(\lambda)$, $l = \ln L = \ln \det(\pi\mathbf{N}) - f(\mathbf{s}, \mathbf{s}^*)$,

$$\begin{aligned} f(\mathbf{s}, \mathbf{s}^*) &= (\mathbf{x} - \mathbf{sv})^H \mathbf{N}^{-1}(\mathbf{x} - \mathbf{sv}) = \mathbf{x}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{x} - (\mathbf{sv})^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{x} - \mathbf{x}^H \mathbf{N}^{-1}(\mathbf{sv}) + (\mathbf{sv})^H \mathbf{N}^{-1}(\mathbf{sv}) = \\ &= \mathbf{x}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{x} - \mathbf{s}^* \mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{x} - \mathbf{s} \mathbf{x}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v} + \mathbf{s} \mathbf{s}^* \mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v}. \end{aligned}$$

Отсюда следует, что $\partial f / \partial \mathbf{s}^* = \partial f(\mathbf{s}, \mathbf{s}^*) / \partial \mathbf{s}^* = \mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{x} - \mathbf{sv}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v}$.

При вычислении производной учтено соотношение [4] $d\mathbf{s} / d\mathbf{s}^* = d\mathbf{s}^* / d\mathbf{s} = 0$.

Из условия $df / d\mathbf{s}^* = 0$ получим оценку $\hat{\mathbf{s}}$ сигнала $\mathbf{s}$ по критерию максимума правдоподобия (МП), $\hat{\mathbf{s}} = k\mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{x}$, где $k = (\mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v})^{-1}$.

Используя равенство $\mathbf{s} = \hat{\mathbf{s}} = \mathbf{\omega}^H \mathbf{x}$, находим весовой вектор $\mathbf{\omega}_{opt} = \mathbf{\omega}_0$, оптимальный по критерию МП $\mathbf{\omega}_0 = k\mathbf{N}^{-1}\mathbf{v}$. В этом случае сигнал выразится в виде $\hat{\mathbf{s}}_t(\lambda) = \mathbf{\omega}_0^H \mathbf{x}_t$, а на выходе АР отношение сигнал/(шум+помеха) будет равно $q = \mathbf{\omega}_0^H \mathbf{R}_s \mathbf{\omega}_0 / \mathbf{\omega}_0^H \mathbf{N} \mathbf{\omega}_0$, где $\mathbf{R}_s = E(\mathbf{s}\mathbf{s}^H)$ – корреляционная матрица сигнала.

Полагая сигнал детерминированным, находим $\mathbf{R}_s = \mathbf{s}\mathbf{s}^H = \mathbf{s}\mathbf{v}\mathbf{v}^H \mathbf{s}^* = |\mathbf{s}|^2 \mathbf{v}\mathbf{v}^H$. Поскольку $\mathbf{\omega}_0^H = \mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} k$, то отношение сигнал/(шум+помеха) ОСШ q принимает вид

$$q = [\mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} |\mathbf{s}|^2 \mathbf{v}\mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v}] \cdot [\mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{N} \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v}]^{-1} = \mathcal{E} \mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v} = \mathcal{E} q_1(\varphi_s), \text{ где } \mathcal{E} = |\mathbf{s}|^2, \quad q_1(\varphi_s) - \text{ДН АР.}$$

Представим $q_1(\varphi_s)$ в виде $q_1(\varphi_s) = \mathbf{v}^H \mathbf{N}^{-1} \mathbf{v} = \mathbf{v}^H [\mathbf{N}_0 + 0,5\tilde{\mathbf{N}}\mathbf{C}\mathbf{C}^H]^{-1} \mathbf{v}$.

Воспользовавшись равенством Вудбери (Woodbury) [4], получим

$$(\mathbf{A} + \mathbf{x}\mathbf{x}^H)^{-1} = \mathbf{A}^{-1} - (\mathbf{A}^{-1}\mathbf{x}\mathbf{x}^H\mathbf{A}^{-1}) \cdot (1 + \mathbf{x}^H\mathbf{A}^{-1}\mathbf{x})^{-1}.$$

Это дает возможность при $\mathbf{A} = \mathbf{I}$, $\mathbf{x} = \sqrt{\tilde{\mathbf{N}}/N_0}\mathbf{C}$, $\mathbf{N}_0 = N_0\mathbf{I}$, $\tilde{\mathbf{N}} = \tilde{\mathbf{N}}\mathbf{I}$ получить

$$\mathbf{N}^{-1} = (\mathbf{N}_0 + 0,5\tilde{\mathbf{N}}\mathbf{C}\mathbf{C}^H)^{-1} = 2N_0^{-1}(\mathbf{I} + \tilde{\mathbf{N}}N_0^{-1}\mathbf{C}\mathbf{C}^H)^{-1} = 2N_0^{-1}[\mathbf{I} + (\tilde{\mathbf{N}}\mathbf{C}\mathbf{C}^H)(N_0(1 + (\tilde{\mathbf{N}}/N_0)\mathbf{C}^H\mathbf{C}))^{-1}]^{-1}.$$

Это дает возможность получить окончательное выражение для ДН АР [2]

$$q_1(\varphi_s) = 2N_0^{-1} \left[\mathbf{v}^H \mathbf{v} - \tilde{\mathbf{N}}N_0^{-1} |\mathbf{v}^H \mathbf{C}|^2 (1 + \tilde{\mathbf{N}}N_0^{-1}\mathbf{C}^H\mathbf{C})^{-1} \right].$$

Если антенная система состоит из n элементов, расположенных в точках $\mathbf{p}_i = (x_i, y_i, z_i)$, $i = \overline{1, n}$, когда при допущениях, сформулированных в начале данного раздела, имеем $\mathbf{s} = \mathbf{s}(t, \lambda) = \mathbf{v}\mathbf{s}_t(\lambda)$. В этом случае справедливо соотношение [4]

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}(\mathbf{k}) = \begin{pmatrix} e^{-ik^T \mathbf{p}_1} & e^{-ik^T \mathbf{p}_2} & \dots & e^{-ik^T \mathbf{p}_n} \end{pmatrix}^T,$$

где $\mathbf{k} = -2\pi\lambda^{-1}\mathbf{u}$, $\mathbf{u} = (\sin\theta \cos\varphi \quad \sin\theta \sin\varphi \quad \cos\theta)^T$; λ – длина волны, соответствующая частоте ω , причем $|\mathbf{k}| = \omega/c = 2\pi/\lambda$.

Таким образом, изменяется только направление вектора $\mathbf{k}$.

Рассмотрим частный случай [2; 3].

Пример 1. Пусть АР состоит из двух ненаправленных элементов (рис. 1) [3], причем первый элемент имеет координаты $\mathbf{p}_1 = (0, 0, 0)^T$, а второй $\mathbf{p}_2 = (d, 0, 0)^T = (\lambda/4, 0, 0)^T$, при этом $\theta = \pi/2$ и $\mathbf{u} = (\cos\varphi, \sin\varphi, 0)^T$. Тогда $\mathbf{k}^T \mathbf{p}_1 = 0$,

$$k^T \mathbf{p}_2 = 2\pi\lambda^{-1}(\cos\varphi \sin\varphi)(\lambda/4) = -0,5\cos\varphi = -\Psi.$$

При этом фазовый вектор $\mathbf{v}(\mathbf{k})$ имеет вид $\mathbf{v} = (1 \quad e^{i\Psi})^T$.

Для сигнала получим $\mathbf{v} = (1 \quad e^{i\Psi_s})^T = (1 \quad e^{0,5i\pi\cos\varphi_s})^T$, $\mathbf{v}^H = (1 \quad e^{i\Psi_s})$.

Для помехи $\varphi = \varphi_1$, положив $\varphi_n = \varphi_1 = 0$, получим $\mathbf{C} = \mathbf{v}(\varphi_1) = (1 \quad i)^T$.

Помеха $\hat{n}(t)$ приходит с направления $\varphi_n = 0$.

Найдем скалярное произведение $\mathbf{v}^H \mathbf{C} = (1 \quad e^{-i\Psi_s}) \cdot (1 \quad i)^T = 1 + \sin\Psi_s + i\cos\Psi_s$, тогда

$$|\mathbf{v}^H \mathbf{C}|^2 = 2(1 + \sin\Psi_s) = 2[1 + \sin(0,5\pi\cos\varphi_s)].$$

Таким образом, выражение для диаграммы направленности антенной решетки будет иметь вид

$$q_1(\varphi_s) = 2N_0^{-1} \left[2 - \tilde{N}N_0^{-1} |\mathbf{v}^H \mathbf{C}|^2 (1 + 2\tilde{N}N_0^{-1})^{-1} \right].$$

При этом отношение ОСШ имеет вид $q_{\text{дБ}} = 10 \lg q = 10 \lg \mathcal{Q} q_1(\varphi_s) =$

$$= (2\mathcal{E}N_0^{-1})_{\text{дБ}} + 10 \lg \left\{ 2 \left(1 - \tilde{N}N_0^{-1} (1 + 2\tilde{N}N_0^{-1})^{-1} [1 + \sin(0,5\pi \cos \varphi_s)] \right) \right\} = (2\mathcal{E}N_0^{-1})_{\text{дБ}} + 10 \lg 2A,$$

где $A = 1 - \tilde{N}N_0^{-1} (1 + 2\tilde{N}N_0^{-1})^{-1} [1 + \sin(0,5\pi \cos \varphi_s)]$.

Пусть $2\mathcal{E}/N_0 = 10$ дБ. Тогда $\tilde{N}N_0^{-1} = 10$; $A = 1 - 0,476 \sin[0,5\pi \cos \varphi_s]$.

Рассмотрим два направления: $\varphi_s = 0$, когда $|\mathbf{v}^H \mathbf{C}| = 2$, и $\varphi_s = \pi$. В первом случае $A=0,05$; $2A=0,1$; $\lg 2A=-1$ и окончательно $q_{\text{дБ}} \approx 0$. Во втором случае $A=1$; $2A=2$; $\lg 2A=0,301$ и окончательно $q_{\text{дБ}} = 10 + 3,01 \approx 13$ дБ. На рис. 2 изображена развертка ДН.

Таким образом, помеха ухудшает прием с направления $\varphi_s = 0$ и практически не оказывает влияния на прием с противоположной стороны.

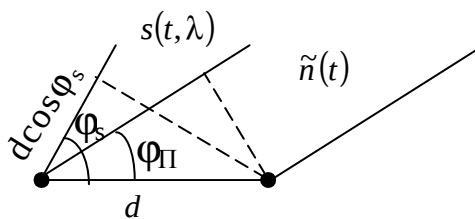


Рис. 1. Схема антенной решетки

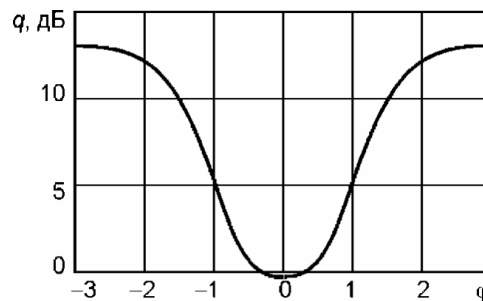


Рис. 2. Диаграмма направленности антенной решетки

ЛИТЕРАТУРА

1. Коростелёв А.А. Пространственно-временная теория радиосистем: учеб. пособие для вузов. - М.: Радио и связь, 1987.
2. Ефименко В.С., Харисов В.Н. Оптимальная фильтрация в задачах пространственно-временной обработки и ее характеристики // Радиотехника и электроника. - 1987. - Т. 8. - № 3. - С. 1654-1662.
3. Тихонов В.И., Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем: учеб. пособие для вузов. - М.: Радио и связь-Телеком, 2004.
4. Van Trees H.L. Optimum array processing. Part IV of detection, estimation and modulation theory. - N.Y., Wiley, 2002.

SPATIAL PROCESSING OF SIGNALS IN THE PRESENCE OF NOISE

Shachtarin B.I.

The effect of the antenna array the additive mixture of signal and noise, working together with some obstacle. The ratio for the result of the radiation pattern illustrated by an example showing the suppression of noise coming from the well-known direction.

Key words: array processing, maximum likelihood, signal-to-noise ratio.

Сведения об авторе

Шахтарин Борис Ильич, 1933 г.р., окончил ЛВВИА им. А.Ф. Можайского (1958) и ЛГУ (1968), заслуженный деятель науки и техники РФ, лауреат государственной премии, доктор технических наук, профессор кафедры автономных информационных и управляющих систем МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 250 научных работ, область научных интересов – статистическая радиотехника, в том числе теория оптимальной фильтрации, помехоустойчивость, системы синхронизации.

УДК 621.396

О НЕКОТОРОЙ ВОЗМОЖНОСТИ УМЕНЬШЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТИ ВЫХОДА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ЗА ГРАНИЦЫ ВОЗДУШНОГО КОРИДОРА В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ С АВТОМАТИЧЕСКИМ ЗАВИСИМЫМ НАБЛЮДЕНИЕМ

В.И. ВДОВИЧЕНКО

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

Рассматриваются некоторые возможности уменьшения вероятности опасных сближений воздушных судов, возникающих вследствие выхода за границы воздушного коридора в системах управления воздушным движением с автоматическим зависимым наблюдением, путем повышения эффективности их навигационного обеспечения на основе спутниковых технологий.

Ключевые слова: безопасность полетов, опасные сближения, автоматически зависимое наблюдение.

Повышение безопасности полетов при заданной ширине эшелона $2l$ требует уменьшения среднеквадратического отклонения $\sigma_Z(t)$ от линии заданного пути. При заданной помеховой обстановке уменьшение $\sigma_Z(t)$ возможно путем ужесточения требований к допускам на отклонение параметров навигационного оборудования (НО) от номинальных значений.

Рассмотрим возможность уменьшения $\sigma_Z(t)$ путем комплексирования штатного НО ВС с высокоточными датчиками навигационной информации, в частности АП СРНС GPS и ГЛОНАСС на примере штатного НО применительно к автоматическому режиму полета, при котором этапы счисления пути сменяются моментами корректировки местоположения ВС по данным радиотехнической системы ближней навигации (РСБН), играющей роль позиционного корректора.

Анализ будем проводить применительно к ортодромической системе координат. Входной величиной будем считать заданное боковое отклонение, равное нулю, $Z_3 = 0$. Измерение бокового отклонения $Z(t)$ и скорости его изменения $\dot{Z}(t)$ осуществляется с помощью точной курсовой системы (ТКС), ДИСС и навигационного вычислителя (НВ).

Полученные оценочные значения $Z^*(t)$ и $\dot{Z}^*(t)$ используются в БСУ для формирования крена ВС

$$\gamma(t) = K_1 \dot{Z}^*(t) + K_2 Z^*(t), \quad (1)$$

где K_1 и K_2 - коэффициенты передачи БСУ по скорости и по положению. Крен ВС приводит к изменению курса $\psi(t)$ ВС и бокового отклонения

$$\psi(t) = \int_0^t K_\gamma \gamma(\tau) d\tau, \quad Z(t) = \int_0^t V \psi(\tau) d\tau, \quad (2)$$

где $K_\gamma = g / V$, $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ - ускорение свободного падения; V - путевая скорость ВС.

Вначале определим статистические характеристики ошибки $Z_n(t) = Z(t) - Z^*(t)$ бокового отклонения, обусловленной действием шумов, воздействующих на радионавигационное оборудование (РНО). Будем считать, что закон распределения $Z_n(t)$ нормальный с нулевым средним и дисперсией $\sigma_{Z_n}^2(t)$, а поэтому для описания процесса $Z_n(t)$ достаточно определения $\sigma_{Z_n}^2(t)$.

Структурная схема тракта обработки сигнала, описываемого соотношениями (1) - (3), может быть представлена в виде, изображенном на рис. 1, где введены следующие обозначения: p и $1/p$ - операторы дифференцирования и интегрирования, сигналы представлены своими изображениями по Лапласу, а шумы, представленные изображением $X(p)$, пересчитаны в скорость изменения бокового отклонения

$$x(t) = x_{ТКС}(t) + x_{ДИСС}(t) = V \Delta\psi(t) + \Delta V(t) + V \Delta\beta(t), \quad (3)$$

где $x_{ТКС}(t)$ и $x_{ДИСС}(t)$ - составляющие процесса $x(t)$, вносимые ТКС и ДИСС; $\Delta\psi(t)$, $\Delta V(t)$ и $\Delta\beta(t)$ - погрешности измерения курса, скорости и угла сноса, обусловленные действием шумов, корреляционные функции которых могут быть описаны выражениями [1]

$$K_{\psi}(\tau) = \sigma_{\psi}^2 l^{-|\tau|/\tau_{\psi}}, \quad K_V(\tau) = \sigma_V^2 l^{-|\tau|/\tau_V}, \quad K_{\beta}(\tau) = \sigma_{\beta}^2 l^{-|\tau|/\tau_{\beta}}. \quad (4)$$

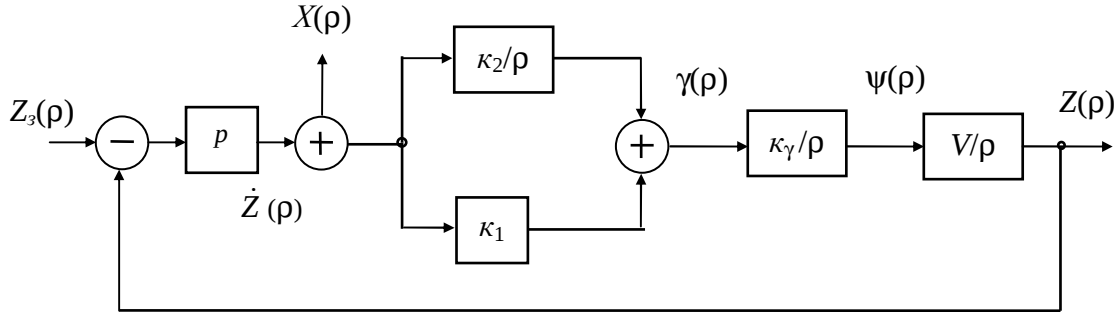


Рис. 1. Структурная схема тракта обработки сигнала в системе автоматического управления перемещением ВС в горизонтальной плоскости

При этом, полагая погрешности измерения указанных параметров статистически независимыми, для корреляционной функции и дисперсии флуктуаций скорости изменения бокового отклонения получаем

$$K_x(\tau) = V^2 \sigma_{\psi}^2 l^{-|\tau|/\tau_{\psi}} + \sigma_V^2 l^{-|\tau|/\tau_V} + V^2 \sigma_{\beta}^2 l^{-|\tau|/\tau_{\beta}}, \quad (5)$$

$$\sigma_x^2 = K_x(0) = \sigma_{x(ТКС)}^2 + \sigma_{x(ДИСС)}^2, \quad (6)$$

где $\sigma_{x(ТКС)}^2 = V^2 \sigma_{\psi}^2$, $\sigma_{x(ДИСС)}^2 = \sigma_V^2 + V^2 \sigma_{\beta}^2$ - составляющие дисперсии флуктуаций скорости изменения бокового отклонения, вносимые ТКС и ДИСС.

Из рис. 1 может быть получена передаточная функция по возмущению $x(t)$

$$W(p) = Z(p) / X(p) = W_1(p) W_2(p), \quad (7)$$

$$\text{где } W_1(p) = \frac{g(k_1 p + k_2)}{p^2 + g(k_1 p + k_2)}, \quad W_2(p) = 1/p, \quad g = k_{\gamma} V,$$

которой соответствует эквивалентная структурная схема, представленная на рис. 2.

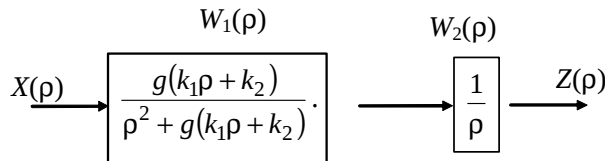


Рис. 2. Эквивалентная структурная схема тракта передачи возмущения в системе автоматического управления перемещением ВС в горизонтальной плоскости

Флуктуационная погрешность $Z_n(t)$ измерения бокового отклонения, обусловленная воздействием шумов на РНО, представляет собой нестационарный процесс, что связано с наличием в передаточной функции по возмущению (7) интегратора, которая в случаях, представляющих практический интерес, стремится к передаточной функции идеального интегратора ($W_1(p) \rightarrow 1$, $W(p) \rightarrow W_2(p) = 1/p$, при $p \rightarrow 0$), дисперсия процесса $Z_n(t)$ в первом приближении линейно растет со временем [2] и определяется выражением

$$\sigma_{Z_n}^2(t) = \sigma_{Z_n(ТКС)}^2(t) + \sigma_{Z_n(ДИСС)}^2(t) + \sigma_{Z_n}^2(t), \quad (8)$$

где $\sigma_{Z_n(ТКС)}^2(t) \cong 2\tau_{\psi} V^2 \sigma_{\psi}^2 t$, $\sigma_{Z_n(ДИСС)}^2(t) \approx 2(\tau_V \sigma_V^2 + \tau_{\beta} V^2 \sigma_{\beta}^2) t$ - составляющие дисперсии $\sigma_{Z_n}^2(t)$, вносимые ТКС и ДИСС.

Что касается инструментальной погрешности измерения бокового отклонения, обусловленной отклонением параметров НО от номинальных значений, то она может быть определена из выражения $Z_r(t) = V t \sin \Delta\varphi$, где $\Delta\varphi = \Delta\psi + \Delta\beta + \epsilon$, $\Delta\psi$, $\Delta\beta$ и ϵ - инструментальные погрешности в определении путевого угла, курса, угла сноса и погрешность НВ ($\epsilon \approx 5 \cdot 10^{-3}$ [1]). При этом $Z_r(t)$ можно приближенно записать в виде

$$Z_r(t) \approx V \Delta\psi t + V \Delta\beta t + V \epsilon t. \quad (9)$$

С учетом того, что для конкретного ВС $\Delta\psi$ и $\Delta\beta$ можно считать постоянными, но случайными величинами, распределенными нормально с нулевым средним и дисперсиями $\sigma_{\Delta\psi}^2$ или $\sigma_{\Delta\beta}^2$, дисперсия процесса $Z_r(t)$ может быть записана в виде

$$\sigma_{Z_r}^2(t) = \sigma_{Z_r(ТКС)}^2(t) + \sigma_{Z_r(ДИСС)}^2(t) + \sigma_{Z_r(НВ)}^2(t), \quad (10)$$

где $\sigma_{Z_r(ТКС)}^2(t) = V^2 \sigma_{\Delta\psi}^2 t^2$, $\sigma_{Z_r(ДИСС)}^2(t) = V^2 \sigma_{\Delta\beta}^2 t^2$, $\sigma_{Z_r(НВ)}^2(t) = V^2 \epsilon^2 t^2$.

Погрешность РСБН, используемой для корректировки местоположения ВС при достижении процессом $Z(t)$ границ воздушного коридора $[-l, l]$, при расположении маяков РСБН вдоль линии заданного пути (ЛЗП) характеризуется следующими величинами: СКО измерения азимута и дальности равны $\sigma_\alpha \approx 0,125^\circ$ и $\sigma_D \approx 100$ м [3]. При этом ошибкой измерения дальности можно пренебречь, поскольку она существенно меньше линейной ошибки, обусловленной ошибкой измерения азимута (включающей в себя флуктуационную и инструментальную компоненты) - $\sigma_{Z_A} = \sigma_\alpha \cdot D$.

При этом погрешность НВ в режиме работы с РСБН определяется выражением $\sigma_{Z_{НВ}} = \epsilon D + c$, где $\epsilon \approx 5 \cdot 10^{-3}$, $c \approx 1$ км.

Суммируя далее в соответствии с (10) все рассмотренные погрешности, для наиболее неблагоприятных условий $D = D_{max} = R_M/2$, где R_M - расстояние между маяками РСБН, уравнение для определения интервала T_k между корректировками местоположения ВС, удовлетворяющего условиям безопасности полета, можно записать в виде

$$l/K_{эз} = \sigma_Z(T_k)_{max} = \{ V^2(\sigma_{\Delta\psi}^2 + \sigma_{\Delta\beta}^2 + \epsilon^2)T_k^2 + 2[V^2(\tau_\psi \sigma_{\Delta\psi}^2 + \tau_\beta \sigma_{\Delta\beta}^2) + (\tau_V \sigma_V^2)]T_k + [(\sigma_\alpha^2 R_M^2/4 + (\epsilon R_M/2 + c)^2) + \sigma_{Z_{НВ}}^2] \}^{1/2}. \quad (11)$$

Здесь в общий баланс погрешности измерения бокового отклонения включена погрешность ($\sigma_{Z_{\psi}}^2$), обусловленная влиянием на ВС таких случайных факторов, как турбулентность атмосферы, неравномерность тяги двигателя и т.д. Спектральная плотность случайных изменений координат ВС под воздействием случайных факторов согласно [4] может быть записана в виде

$$S(\omega) = 2m \sigma_c^2 / \omega^2 (\omega^2 + m^2) + 2n \sigma_a^2 / \omega^4 (\omega^2 + n^2), \quad (12)$$

где m - $3 \cdot 10^{-4} - 5 \cdot 10^{-2} \text{ с}^{-1}$ - коэффициент, зависящий от пространственной и временной изменчивости ветра; n - параметр, зависящий от типа ВС и режима его движения, принимающий значения: $n \approx 1,7 \cdot 10^{-2} \text{ с}^{-1}$ при полете ВС с медленными разворотами; $n \approx 5 \cdot 10^{-2} \text{ с}^{-1}$ - для высокоманевренных ВС и $n \approx 1 \cdot \text{с}^{-1}$ при полете ВС в особых условиях, связанных с повышенной турбулентностью атмосферы; σ_c^2 - дисперсия флуктуаций скорости ветра на трассе полета ВС, причем, обычно принимается $\sigma_c \approx 10 - 25$ м/с; σ_a^2 - дисперсия флуктуаций ускорения ВС, обусловленных неравномерностью тяги двигателей и другими возмущениями в системе управления ВС, которая может быть оценена по формуле $\sigma_a^2 \approx \alpha^2 V^2 (\sigma_v / 57,3)^2$, где V - средняя путевая скорость ВС в м/с, σ_v - среднеквадратическое значение угла рыскания ВС при движении по трассе, обычно принимаемое равным $\sigma_v \approx 1 - 2$ град.

При этом составляющая дисперсии флуктуаций координат ВС, обусловленная воздействием указанных выше возмущающих факторов, при линейной модели системы, осуществляющей их определение, может быть найдена из выражения, полученного в [5].

$$\sigma_{Z_0}^2 = \int_{-\infty}^{\infty} S(\omega) |1 - \Phi(j\omega)|^2 d\omega, \quad (13)$$

где $\Phi(j\omega)$ - комплексная частотная характеристика системы, связанная с ее передаточной функцией $\Phi(p)$ соотношением $\Phi(j\omega) = \Phi(p)|_{p=j\omega}$.

Анализ показывает, что в большинстве случаев за исключением случаев полета в особых условиях, связанных с повышенной турбулентностью атмосферы, величина σ_{Z_0} существенно меньше остальных погрешностей в определении бокового отклонения.

Характер изменения среднеквадратической погрешности в определении бокового отклонения при полете в автоматическом режиме с коррекцией местоположения ВС по РСБН показан на рис. 3.

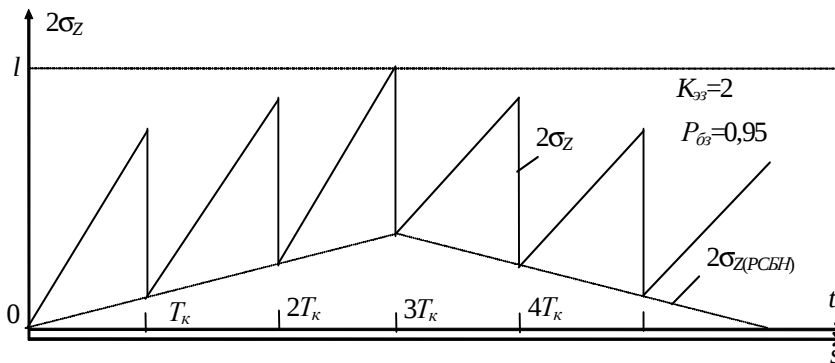


Рис. 3. Изменение среднеквадратической погрешности в определении бокового отклонения при полете ВС в автоматическом режиме

Решая уравнение (11) относительно T_K , получаем $T_K = (\sqrt{M^2 + NL} - M) / N$, где $M = \tau_\psi \sigma_\psi^2 + \tau_\beta \sigma_\beta^2 + \tau_V \sigma_V^2 / V^2$, $N = \sigma_{\Delta\psi}^2 + \sigma_{\Delta\beta}^2 + \sigma^2$, $L = [l^2 / K_{эз}^2 - \sigma_\alpha^2 R_M^2 / 4 - (\sigma \cdot R_M / 2 + c)^2 - \sigma_{Z_0}^2] / V^2$.

Из (11) непосредственно следует, что при заданной норме эшелонирования $2l$ увеличение коэффициента эшелонирования $K_{эз}$, и соответственно заданной вероятности $P_{бз}$ нахождения ВС в пределах эшелона $[-l, l]$ при сохранении интервала T_K между корректировками возможно путем уменьшения $\sigma_Z(T_K)_{max}$. Одним из путей этого является использование АП СРНС вместо РСБН в качестве позиционного корректора, поскольку, например, при местоопределении по СРНС GPS даже по коду стандартной точности C/A СКО при определении плановых координат составляет $\sigma_{Z(СРНС)} = 50$ м [6], что существенно меньше $\sigma_{Z(РСБН)}$.

При этом (11) может быть переписано в виде

$$l / K_{эз} = \sigma_Z(T_K)_{max} = \{V^2(\sigma_{\Delta\psi}^2 + \sigma_{\Delta\beta}^2 + \sigma^2)T_K^2 + 2[V^2(\tau_\psi \sigma_\psi^2 + \tau_\beta \sigma_\beta^2) + \tau_V \sigma_V^2]T_K + \sigma_{Z(СРНС)}^2 + \sigma_{Z_0}^2\}^{1/2}. \quad (14)$$

Анализ показывает, что для наиболее неблагоприятных условий ($D = D_{max} = R_M / 2$) погрешность РСБН может достигать значений погрешности, обусловленной остальными факторами. При этом с учетом того, что $\sigma_{Z(СРНС)} \ll \sigma_{Z(РСБН)}$, при исходном значении $K_{эз} = 2$, соответствующем $P_{бз} = 0,95$, за счет снижения $\sigma_Z(T_K)_{max}$ в $\sqrt{2}$ раза $K_{эз}$ может быть увеличен до $2\sqrt{2}$, что соответствует $P_{бз} = 0,995$, т.е. вероятность выхода ВС за границы эшелона $P_e = 2\Phi(P_{бз}) - 1$ может быть снижена на порядок, с $5 \cdot 10^{-2}$ до $5 \cdot 10^{-3}$. При исходном значении $K_{эз} = 3$ ($P_{бз} = 0,9974$) снижение P_e еще более существенно - с $2,6 \cdot 10^{-3}$ до $2,4 \cdot 10^{-5}$, т.е. примерно на два порядка.

Заметим, что дополнительное снижение $\sigma_Z(T_K)_{max}$ и соответственно P_e может быть достигнуто при использовании приемоиндикатора СРНС для измерения путевой скорости ВС V , позволяющего снизить $\sigma_{Z(ДИСС)}$ за счет существенного уменьшения σ_V в (3).

Кроме повышения безопасности полетов повышение точности навигационных средств позволяет уменьшить время полета ВС по маршруту и соответственно снизить расход горючего.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колчинский В.Б., Мандровский И.А., Константиновский М.И. Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов. - М.: Сов. радио, 1975.
2. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. - М.: Сов. радио, 1966. - Кн. 1.
3. Хиврич И.Г., Белкин А.М. Автоматизированное вождение воздушных судов. - М.: Транспорт, 1985.
4. Челпанов Н.Б. Оптимальная обработка сигналов в навигационных системах. - М.: Наука, 1967.
5. Солодовников В.В. Статистическая динамика линейных систем автоматического управления. - М.-Л.: Физматгиз, 1960.
6. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. - М.: Радио и связь, ИТЦ «Эко-Трендз», 2000.

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), соискатель ученой степени кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, генеральный директор Института аэронавигации, автор 5 научных работ, область научных интересов – управление воздушным движением.

УДК 656.7.022

ГАРМОНИЗАЦИЯ ЛЁТНОГО КОНТРОЛЯ АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИИ

Е.Б. ГОРСКИЙ, С.Н. САБУРОВ, А.В. СТАРЫХ

Рассматриваются задачи обеспечения качества сигналов аэронавигационных средств ГА России в соответствии с современными международными стандартами. Затронуты основные направления развития аппаратуры лётного контроля ГА РФ.

Ключевые слова: лётный контроль, проверки, радионавигационные средства, траектория, измерения, конечный участок, заход на посадку, параметры, нормы.

Эксплуатация аэронавигационных средств ГА РФ в соответствии с современными правилами ИКАО напрямую зависит от использования современной аппаратуры лётного контроля, поэтому гармонизация лётного контроля с современными международными правилами эксплуатации аэронавигационных средств является одной из основ их качественной эксплуатации.

Нормирование точности аэронавигационных средств в пространстве определяет требования к применяемым системам траекторных измерений. Чтобы получить характеристики линии курса/глиссады системы посадки (типа ILS или ИЛС – в ГА РФ) или «зубчатости»/«неровности» радионавигационного средства (типа VOR/DME или РМА/РМД – в ГА РФ) нужно с достаточной точностью знать все три координаты средства измерения в проверяемом пространстве.

Современные системы траекторных измерений (СТИ), применяемые при лётном контроле в ГА, бывают двух типов: оптические (ОСТИ) и спутниковые (ССТИ).

Оптические СТИ – самые распространённые и самые точные СТИ. Их существенными ограничениями являются – малая рабочая дальность (до 20 км), зависимость от погодных условий и очень большая сложность измерения дальности до воздушного судна-лаборатории (ВСЛ): применяемая для этих целей лазерная система измерений очень дорога в изготовлении, сложна в разработке, эксплуатации и имеет медицинские ограничения. В силу этого, в ГА РФ СТИ с оптическим (лазерным) каналом измерения дальности никогда не применялись и вряд ли будут применяться. Без наличия канала дальности невозможно измерение точности аэронавигационных средств в соответствии с современными требованиями ИКАО.

Выходом из сложившейся сложной ситуации с обеспечением современных международных требований является применение спутниковых СТИ (ССТИ), использующих в качестве основы Глобальную навигационную спутниковую систему (ГНСС) ГЛОНАСС/GPS/GALILEO. Для улучшения точности ГНСС в спутниковой СТИ применяют специализированные дополнения – станции поправок (СП), которые нельзя путать с ЛККС (GBAS) и т.п., т.к. СП решают исключительно измерительные задачи, которые во многом противоположны задачам обеспечения посадки ВС.

ССТИ может работать в стандартном (без дифференциальной коррекции), в дифференциально-кодовом режиме с коррекцией псевдодальностей и в дифференциально-фазовом режиме с разрешением фазовой неоднозначности. Дифференциальный режим – технический приём, основанный на сильной пространственно-временной корреляции значительной части погрешностей ГНСС.

В дифференциально-кодовом режиме с коррекцией псевдодальностей СП по введенным геодезическим координатам рассчитывает невязки к измерениям псевдодальностей до спутников – так называемые дифференциальные поправки. Чтобы уменьшить влияние погрешностей

измерений псевдодальностей, приёмники ГНСС сглаживают последние измерениями фазы несущей. По линии передачи данных (ЛПД) СП передает дифференциальные поправки бортовому приёмнику ГНСС, который складывает их с измеренными псевдодальностями и определяет координаты более точно, чем в стандартном режиме. Погрешность дифференциально-кодового режима с коррекцией псевдодальностей составляет единицы метров.

Суть дифференциально-фазового режима состоит в решении навигационной задачи по разностям кодовых и фазовых измерений бортового ГНСС приёмника и ГНСС приёмника на СП. В дифференциально-фазовом режиме СП передает по ЛПД бортовому приёмнику измерения псевдодальностей и фаз несущей. В бортовом приёмнике решается задача местоопределения относительно СП по высокоточным фазовым измерениям и далее бортовой приёмник вычисляет собственные геодезические координаты, получив от СП априорно известные координаты установки её антенны ГНСС. Задача определения положения по измерениям фазы несущей сложна тем, что дольная часть фазы измеряется точно, а целая часть не может быть определена и выставляется в некоторое начальное значение (целочисленное), которое может быть грубо (с кодовой точностью) оценено по псевдодальностям (например, в первоначальный момент измерение фазы несущей принимается эквивалентным псевдодальности), и измерения фазы подвержены как обнаруживаемым сбоям, так и практически неразличимым перескокам на целое число периодов. Таким образом, разности псевдодальностей для общих спутников практически эквивалентны разностям геометрических дальностей с погрешностью единиц метров, а в разностях измеренных фаз для общих спутников присутствует неоднозначность в целом количестве длин волн. Задача сводится к разрешению (фиксации) этой неоднозначности. После разрешения неоднозначностей разность фаз эквивалентна разности геометрических дальностей с погрешностью до единиц сантиметров, что позволяет определить местоположение со сравнимой точностью. При решении задачи вначале по разностям псевдодальностей для общих спутников СП и бортового приёмника определяется приблизительное местоположение, и фильтруются фазовые неоднозначности с последующим целочисленным перебором с целью нахождения целочисленной оценки неоднозначностей. В качестве критерия правильного разрешения неоднозначностей используется отношение сумм квадратов невязок, посчитанных в двух наиболее правдоподобных целочисленных точках.

Погрешность дифференциально-фазового режима с целочисленным разрешением фазовой неоднозначности обычно составляет сантиметры.

Однако поскольку сам процесс фиксации является вероятностным – целочисленная неоднозначность может быть найдена неправильно. При этом ошибка определения местоположения будет в пределах нескольких длин волн несущей сигнала спутника. Дифференциально-фазовый режим с разрешением фазовой неоднозначности обладает «хрупкостью». Кроме отмеченных выше сбоев и перескоков фаз фазовый метод более чувствителен к различиям прохождения сигнала через ионосферу и тропосферу для СП и бортового приёмника, вследствие более высокой точности, с одной стороны, и неоднозначности измерений, с другой. Для устранения этого требуется учитывать модели ионосферы и тропосферы, которые не всегда точно описывают реальные состояния сред, либо оценивать ошибки, вносимые ионосферой, используя измерения на второй частоте, что уменьшает избыточность измерений. Фазовые измерения более подвержены влиянию многолучёвости и помехам сигнала, чем кодовые. Всё это влияет на точность и надёжность режима.

Таким образом применяемая ССТИ может работать в высокоточном (погрешность сантиметрового уровня), но подверженном сбоям дифференциально-фазовом режиме с разрешением

фазовой неоднозначности либо в менее точном (погрешность метрового уровня), но надёжном дифференциально-кодовом режиме. Дифференциально-фазовый режим определения местоположения движущихся объектов в реальном масштабе времени в иностранной литературе называется Real Time Kinematic (RTK) – кинематический режим реального времени.

Следующие меры позволяют повысить точность и надёжность дифференциальных измерений: а) использование двухчастотного метода измерения – приёмники проводят измерения псевдодальностей и фазы несущей в диапазонах L1 и L2. Это, во-первых, позволяет строить разностные схемы измерений, в результате которых возможно оперировать с большими длинами волн, что повышает скорость и вероятность разрешения фазы. Во-вторых, позволяет компенсировать ионосферную задержку сигнала; б) установка антенны ГНСС СП в местах с наиболее открытым небосводом, как можно дальше от отражающих поверхностей, источников помех; в) установка антенны ГНСС на борту ВС в точке с наименьшим затенением, как можно дальше от отражающих поверхностей, бортовых источников помех; г) применение в СП и бортовом приёмнике специальных алгоритмов, выделяющих прямой сигнал на фоне отраженных и повышающих чувствительность на фоне помех.

Вследствие движения спутников по небосводу решение с неправильно разрешенной фазовой неоднозначностью оказывается неустойчивым и не подтверждается при перефиксациях неоднозначностей. Таким образом, при лётной оценке характеристик радионавигационных систем повторяемость результатов будет обеспечена только при правильном разрешении фазовой неоднозначности.

Остановимся на различии применения ГНСС в качестве ССТИ и как средства захода на посадку. ИКАО определила стандарты и рекомендуемую практику для навигационных и посадочных систем, базирующихся на ГНСС, которые описывают структуру систем, протоколы обмена между элементами и включают характеристики сигналов в пространстве: точность, целостность информации, непрерывность и эксплуатационную готовность. Для обеспечения захода на посадку по I категории ГНСС совместно с ЛККС должны обеспечивать: а) погрешность измерения 16 м в горизонтальной плоскости и 4...6 м в вертикальной плоскости ($M + 2$ СКО); б) риск потери целостности $1...2 \times 10^{-7}$ за заход со временем предупреждения 6 с и порогами 40 м в вертикальной плоскости и 10...15 м в горизонтальной; в) эксплуатационная готовность с вероятностью 0,9900...0,9999; г) риск потери непрерывности обслуживания $1...8 \times 10^{-6}$ за 15 с.

СП ССТИ в противоположность ЛККС не решает задачи навигационного обеспечения при заходе на посадку, а является средством эталонирования. Поэтому она основывается на совершенно других принципах и протоколах. Так, для оценки характеристик РМС III категории ССТИ должна обеспечивать измерения с субметровой погрешностью с вероятностью 0,95. В то же время для ССТИ, в отличие от аэронавигационного применения ГНСС, целостность информации является второстепенной оценкой, так как в случае лётных проверок пилотирование производится по другим средствам или визуально. Аналогично, непрерывность обслуживания и эксплуатационная готовность влияют не на безопасность полётов, а на возможность использования результатов измерения траектории.

Применение ССТИ в ГА России началось с 2003 г. В этом году был принят на оснащение ГА новый тип АСЛК – комплекс АСЛК-Н, использующий для оценки траектории ВСЛ спутниковую СТИ в стандартном, дифференциально-кодовом и дифференциально-фазовом режимах (письмо ФАВТ Минтранса РФ от 31/01/2005 №1.15-2ФАВТ). Вместе с тем, основным рабочим режимом был дифференциально-кодовый. Дифференциально-фазовый режим на тот момент был достаточно нестабильным и его полнофункциональной работы удалось добиться только на

следующем поколении АСЛК с 2009 г. Существенным достижением в этой связи является выполнение лётной проверки в 2011 г. с использованием ССТИ в дифференциально-фазовом режиме по ГНСС ГЛОНАСС (рис. 1 а). Таким образом, аппаратура лётного контроля стала не только средством контроля перспективных аэронавигационных средств, но и потребителем, подтверждающим способность функционирования ГНСС ГЛОНАСС в самом точном на сегодня режиме эксплуатации.

Современные ССТИ, допущенные к использованию в ГА РФ (СП СНС), имеют высокую точность и стабильность измерений. Точностные характеристики СП СНС настолько высоки, что практически не вносят погрешности в общую погрешность измерения даже с использованием специальных приёмников (погрешность СП СНС примерно на порядок меньше). Косвенно высокую точность и стабильность измерений траектории можно оценить по верхним графикам (зелёный трек) рис. 1 а и рис. 2, где наглядно видна гладкость полученной траектории – отсутствие скачков, ступенек, разрывов (т.е. стабильность измерений) при её существенных колебаниях (т.е. отражение действительных значений эволюции ВСЛ с АСЛК).

Задача измерения параметров аэронавигационных средств принципиально отличается от задачи аэронавигации. Для навигации основной задачей является надёжность данных, для измерения – их точность.

Проблему нахождения точных данных решает метрология, где получение величин, максимально близких к истинным, достигается: а) применением специализированных методик, прошедших аттестацию у специалистов ГА; б) использованием специальных технических средств – средств измерений.

Средства измерений (СИ) от других технических средств отличает привязка значений параметров СИ к государственным эталонам и известная стабильность этих значений на заданном (межкалибровочном) интервале времени.

Особенностью СИ ГА является использование величин, не имеющих аналогов у стандартизованных СИ (РГМ, пеленг и т.п.) и, следовательно, не имеющих прямого выхода на стандартизованные единицы величин.

Использование СИ не имеет смысла, если отсутствует единая методика проведения измерений, обеспечивающая единообразие результатов. Таким образом, достоверность измерений достигается путём применения обоих вышеуказанных способов (формально определённая методика измерений + средство измерений).

Первые автоматизированные системы лётного контроля (АСЛК) ещё в СССР создавались на основе штатных приёмников сигналов аэронавигационных средств, градуируемых перед каждым измерением от эталона ГА. Штатные приёмники имеют погрешность больше, чем должны иметь сами аэронавигационные средства (т.е. аэронавигационное средство, по сути, является эталоном для штатного приёмника). Таким образом, без использования специальных процедур (спецотбор, доработка, градуировка) результат измерений с использованием штатной аппаратуры отражает погрешность этой аппаратуры, а не аэронавигационного средства.

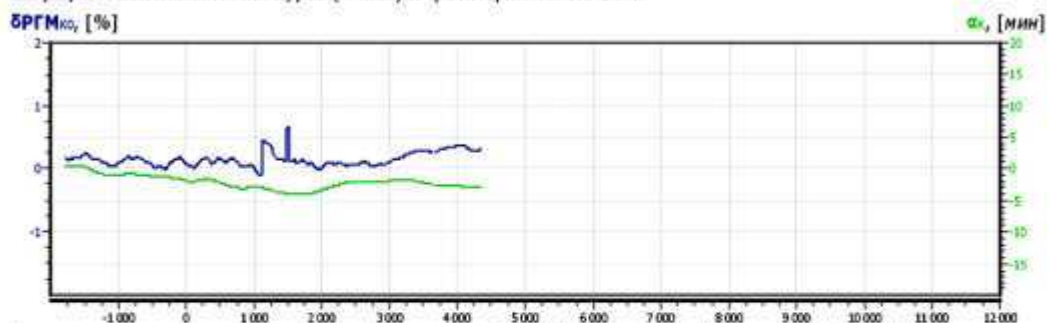
Ещё одним существенным недостатком использования штатных приёмников в АСЛК являлась невозможность в полной мере обеспечить измерение параметров аэронавигационных средств. Например, параметры линии курса/глиссады штатной аппаратурой определяются в *мкА* и *мкВ*, т.е. в единицах, определяемых, прежде всего, характеристиками самой измерительной аппаратуры. В силу недостоверности результатов, получаемых в указанных единицах (*мкА*, *мкВ* и т.п.), в ИКАО современные требования к аэронавигационным средствам нормированы в независимых единицах, характеризующих именно радионавигационное поле – *РГМ*, *мкВ/м* и т.д., а их измерения рекомендовано проводить с использованием специальных приёмников для лётных проверок.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Дата, время ЛП: 13.08.2011, 11:58:25 UTC

Комплекты: КРМ-1, ГРМ-1, МРМ-1.

Вид полёта: КРМ по 0

Параметры: $\Delta \rho$, ξ , ζ , Φ , Δ .**1. График отклонений линии курса ($\delta \rho_{ГМ\kappa}$) и траектории полёта ВСЛ**

Примечание. Система траекторных измерений: Спутниковая СТИ (диф. режим с фазовой синхронизацией - RTK);
состав: [ДРС:96%, ДКС:0%, Сд:0%].

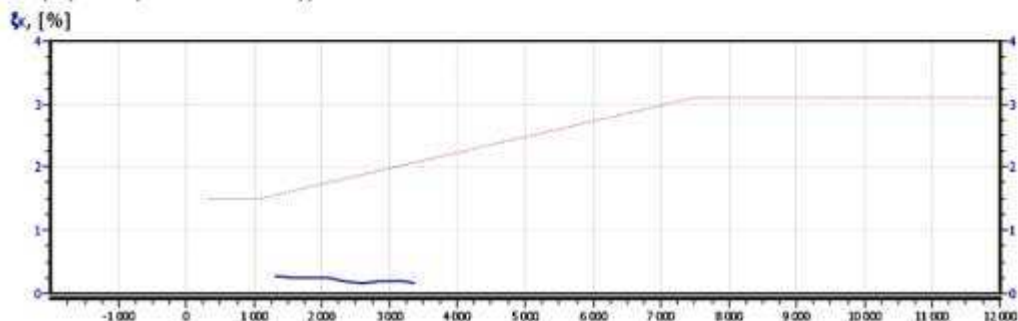
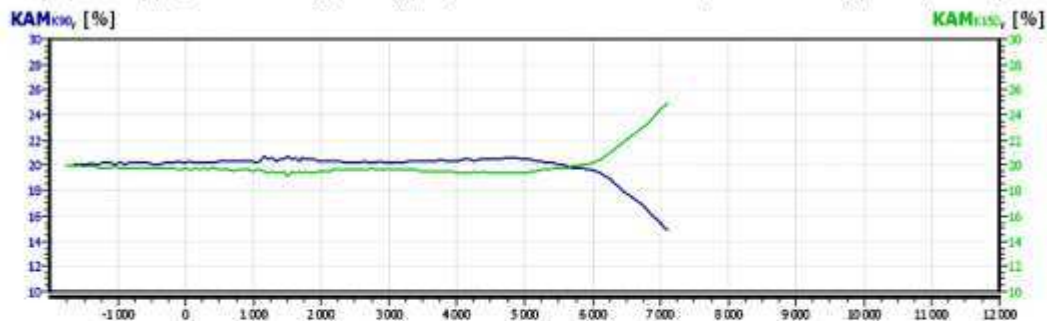
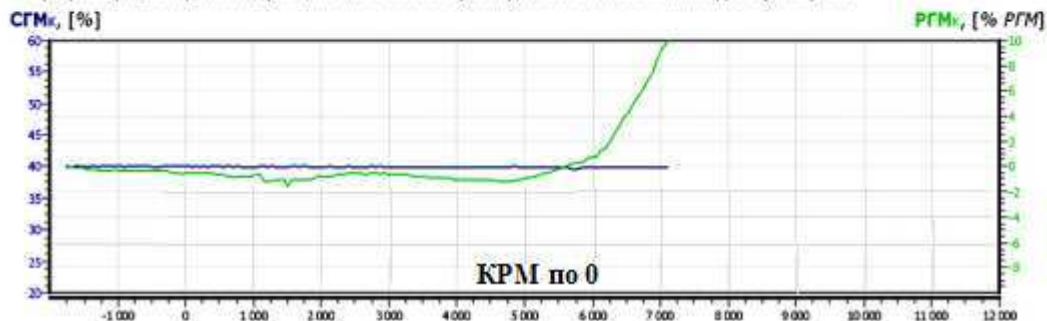
2. График искривлений линии курса**3. График коэффициентов амплитудной модуляции сигнала КРМ составляющих 90 и 150 Гц (KAM_{K90} , KAM_{K150})****4. График суммы глубин модуляции сигнала КРМ (ΣGM_K) и положения линии курса ($\rho_{ГМ\kappa}$) RMS**

Рис. 1 а

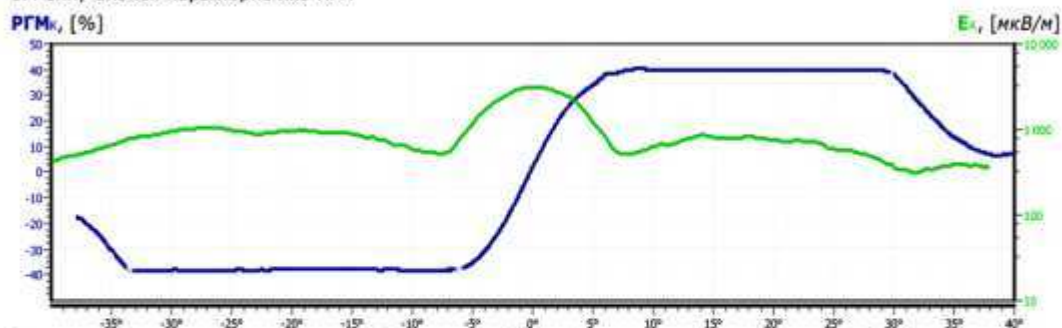
РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Дата, время ЛП: 17.08.2012, 14:29:14 UTC

Комплекты: КРМ-2, ГРМ-1.

Вид полёта: КРМ АХ, ЗД КГ

Параметры: "по часовой стрелке", радиус сечения 7,0 км.

1. Азимутальная характеристика КРМ

Примечание. Система траекторных измерений: Спутниковая СТИ (диф.режим с фазовой синхронизацией - RTK);
состав: [ДФС:100%, ДКС:0%, Стд:0%].

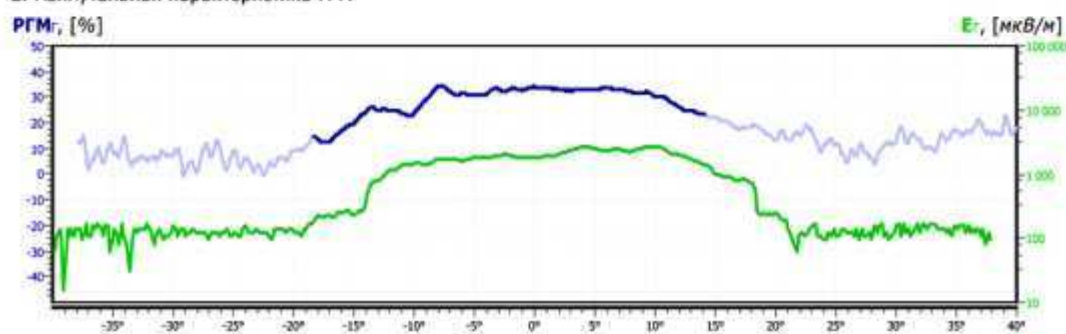
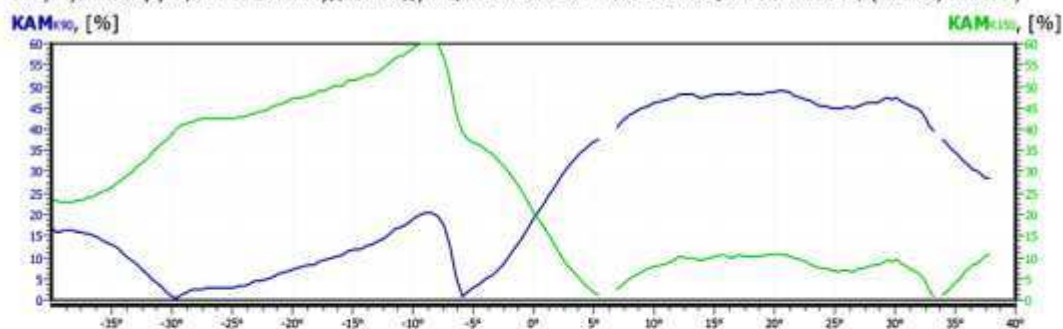
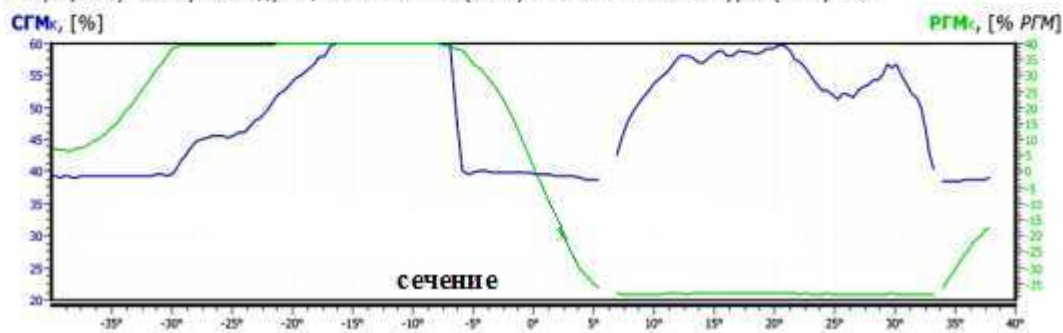
2. Азимутальная характеристика ГРМ**3. График коэффициентов амплитудной модуляции сигнала КРМ составляющими 90 и 150 Гц (KAM_{K90} , KAM_{K150})****4. График суммы глубин модуляции сигнала КРМ ($СГМ_K$) и положения линии курса ($РГМ_K$) РМС**

Рис. 1 б

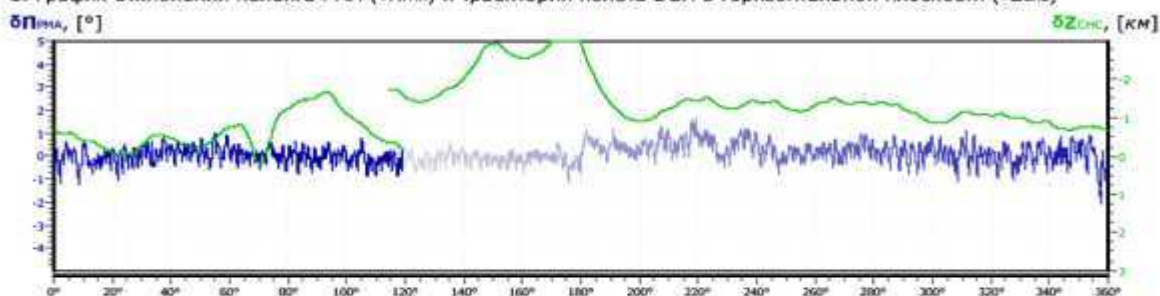
РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Дата, время ЛП: 24.08.2012, 10:50:48 UTC

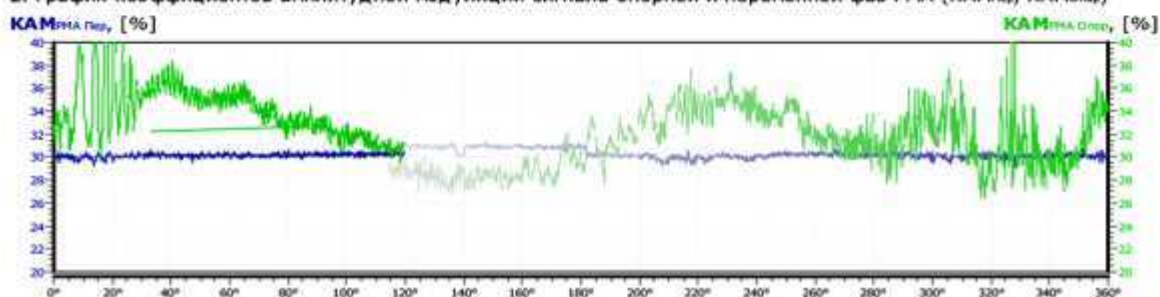
Комплекты: РМА-1, РМД-1.

Вид полёта: Орбита

Параметры: "по часовой стрелке", радиус орбиты 30,0 км.

1. График отклонений пеленга РМА ($\delta\text{П}_{\text{РМА}}$) и траектории полёта ВСЛ в горизонтальной плоскости ($\delta Z_{\text{СНС}}$)

Примечание. Система траекторных измерений: Спутниковая СТИ (стандартный режим);
состав: [ДФС:0%, ДКС:0%, Стд:100%].

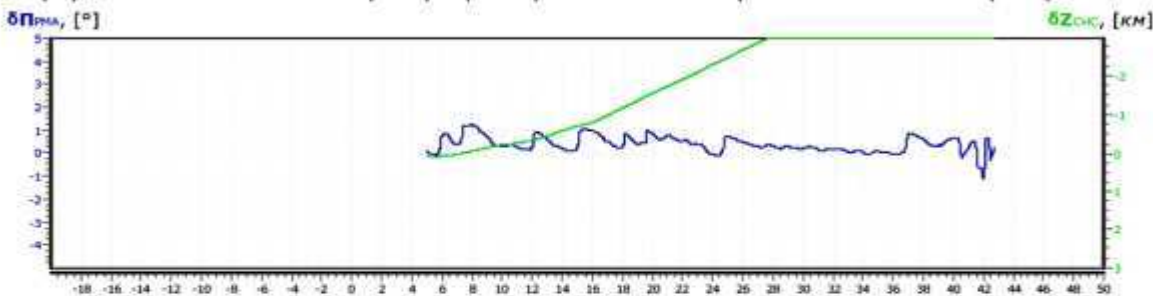
2. График коэффициентов амплитудной модуляции сигнала опорной и переменной фаз РМА ($\text{КАМ}_{\text{Пер}}$, $\text{КАМ}_{\text{Опор}}$)**РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ**

Дата, время ЛП: 22.08.2012, 10:47:19 UTC

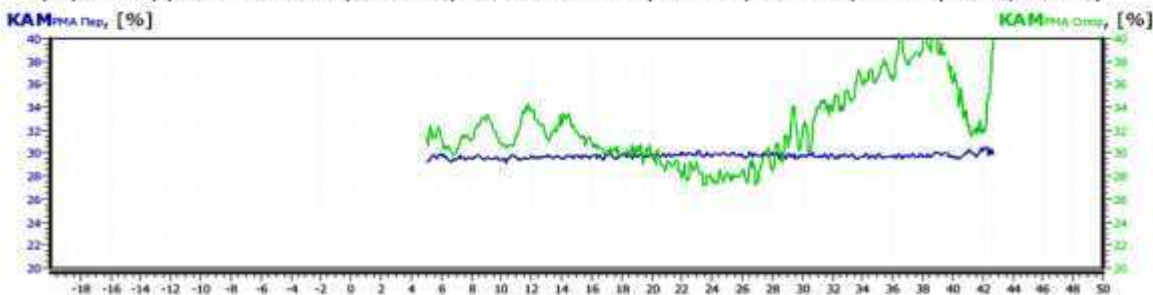
Комплекты: РМА-1, РМД-1.

Вид полёта: Радиал

Параметры: "на радиомаяк", радиал 10°.

1. График отклонений пеленга РМА ($\delta\text{П}_{\text{РМА}}$) и траектории полёта ВСЛ в горизонтальной плоскости ($\delta Z_{\text{СНС}}$)

Примечание. Система траекторных измерений: Спутниковая СТИ (стандартный режим);
состав: [ДФС:0%, ДКС:0%, Стд:100%].

График коэффициентов амплитудной модуляции сигнала опорной и переменной фаз РМА ($\text{КАМ}_{\text{Пер}}$, $\text{КАМ}_{\text{Опор}}$)**Рис. 2**

С 2002 г. в ГА России внедряется принципиально иная аппаратура лётного контроля – АСЛК-Н. Современные АСЛК, начиная с АСЛК-Н, основные измерения производят с использованием спе-

специализированной измерительной аппаратуры, т.е. с технической стороны обеспечивается полное соответствие – гармонизация с современными международными нормами ИКАО. Использование специальных приёмников для лётных проверок обеспечило: а) значительно более высокую точность и стабильность без использования внешних калибраторов (типа ЛИМ-70) и ручного управления; б) измерение напряженности поля с требуемой точностью; в) измерение составляющих навигационных сигналов аэронавигационных средств.

Существенным преимуществом специальных приёмников является возможность измерений составляющих сигналов аэронавигационных средств, таких как коэффициент амплитудной модуляции – КАМ и т.п. Образцы измерений КАМ, суммы глубин модуляции – СГМ курсового и глиссадного каналов ИЛС с привязкой к основному навигационному параметру приведены на рис. 1.

Образцы измерений КАМ азимутального канала РМА с привязкой к основному навигационному параметру приведены на рис. 2.

Международными стандартами нормируется модуляция информационных сигналов аэронавигационных средств в пространстве. Важным подтверждением необходимости контроля этих параметров в пространстве являются представленные графики. Если в системе посадки типа ИЛС (рис. 1) значение навигационного сигнала напрямую зависит от амплитудной модуляции, то в азимутальных радиомаяках РМА такая зависимость навигационного сигнала отсутствует. Как следствие – для ИЛС во многих случаях удаётся обеспечить соответствие модуляции при контроле только значений информационных параметров, хотя и это не гарантировано. Для РМА ситуация иная – в большинстве случаев модуляция в пространстве существенно не соответствует международным стандартам.

Качество сигналов аэронавигационных средств – необходимая составляющая гармонизации ЕС ОрВД России с международной системой воздушного движения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Радионавигационные средства, Международная организация ГА: приложение 10 к Конвенции о международной ГА «Авиационная электросвязь». - 2006. - Т. I. - 6-е изд. с поправками 1...84 (19/11/2009).
2. **Doc 8071.** Руководство по испытаниям радионавигационных средств. - Т. I. Испытания наземных радионавигационных систем. - 4-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2000.
3. **Клещинов М.В., Никушенко С.П., Сабуров С.Н., Синельников В.В.** Создание аппаратуры летного контроля для исследований и испытаний аэронавигационных дополнений ГНСС ГА РФ // Научный Вестник ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация». - 2012. - № 11.

HARMONIZATION OF FLIGHT INSPECTION FOR RADIO NAVIGATION AIDS OF RUSSIAN CIVIL AVIATION

Gorskiy E.B., Saburov S.N., Starykh A.V.

Issues of quality signals for radio navigation aids of Russian civil aviation, in accordance with current international standards are considered. Discussed the main directions of the development of flight control equipment of Russian civil aviation.

Key words: flight inspection, radio navigation aids, trajectory, measurements, final approach segment, accuracy, errors, test.

Сведения об авторах

Горский Евгений Борисович, 1968 г.р., окончил МФТИ (1993), научный сотрудник ГосНИИ «Аэронавигация», автор более 30 научных работ, область научных интересов – пилотажно-навигационное оборудование, спутниковые навигационные системы, лётные испытания.

Сабуров Станислав Николаевич, 1974 г.р., окончил МАИ (2000), научный сотрудник ГосНИИ «Аэронавигация», автор 8 научных работ, область научных интересов – организация воздушного движения, лётные проверки аэронавигационных средств ОрВД, метрология.

Старых Александр Васильевич, 1957 г.р., окончил МИИГА (1985), доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиотехнических систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – радиолокация, микроволновая радиометрия.

УДК 621.396.96

ЭФФЕКТИВНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В УСЛОВИЯХ НЕНАДЕЖНОСТИ КАНАЛОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА

В.А. ХОДАКОВСКИЙ, Е.Г. УНИЧЕНКО

Рассмотрена возможность проведения оценки вероятности опасных сближений ВС при непосредственном УВД, в соответствии с особенностями и топологией каждой зоны и ограничениями ИКАО на риск столкновений.

Ключевые слова: риск столкновения ВС, коэффициент загрузки диспетчера, информационный канал «Экипаж-Диспетчер», потенциально-конфликтная ситуация.

Авиационная командная связь является подсистемой системы управления воздушным движением (УВД) и её показатели эффективности отражают степень влияния на показатели эффективности системы управления воздушным движением.

Каналы авиационной командной связи используются, в основном, в процессе непосредственного УВД, главным ограничивающим условием функционирования которого является обеспечение требуемого уровня безопасности воздушного движения. Рассмотрим случаи, являющиеся нарушением безопасности полётов при непосредственном УВД, и определим возможность влияния качества функционирования каналов связи на вероятность их возникновения.

Возникновение нарушений со стороны службы движения, создающих существенную угрозу безопасности полётов, можно характеризовать двумя показателями: вероятностью опасного сближения и коэффициентом загрузки диспетчера, оба из которых существенно чувствительны по отношению к качеству функционирования системы авиационной командной связи.

В связи с ярко выраженными динамическими свойствами системы УВД, её эффективность, помимо прочих факторов, в значительной степени определяется временными характеристиками процессов, обеспечивающих управление. Для системы связи – это задержки передачи сообщений, которые могут быть обусловлены двумя причинами: во-первых, это задержки, возникающие при передаче и коммутации сообщений в структуре сети авиационной наземной связи и, во-вторых, это задержки, возникающие при снижении качества функционирования каналов наземной и воздушной командной связи.

Каналы информационного обмена авиационной командной связи предназначены для передачи речевых сообщений. Исходя из назначения, качество их функционирования должно характеризоваться достоверностью информации, получаемой по каналам командной связи экипажами ВС и диспетчерами службы движения. Для речевых каналов достоверность информации оценивается разборчивостью речи, порядок измерения и нормирования которой определяется требованиями соответствующего стандарта.

Для выявления связи между параметрами канала и показателями разборчивости речи результаты последних переводят в электрические величины, которые могут быть определены теоретически. Наиболее часто в качестве такой величины используется отношение сигнал/шум, при котором обеспечивается заданная разборчивость.

Отношение сигнал/шум можно непосредственно использовать как показатель качества функционирования проводных каналов, где другие виды помех помимо собственных шумов практически отсутствуют.

Для радиоканалов, функционирующих в условиях эксплуатации, помимо шумовых, характерен целый ряд помех различной структуры. Их влияние можно учесть в виде эквивалентного изменения мощности шумов на выходе канала, т.е. для показателя качества

функционирования можно записать $q = P_c / \left(P_{ш} + \sum_i a_i P_{ni} \right)$, где $P_c, P_{ш}, P_n$ – соответственно

мощность сигнала, собственного шума и помехи i -й структуры на выходе канала; a_i – эмпирический коэффициент, учитывающий влияние i -й структуры на разборчивость речи.

Экспериментальные исследования показывают, что для широкого класса помех при одинаковом отношении сигнал/шум+помеха на выходе демодулятора разборчивость речи получается примерно одинаковой. Таким образом, в качестве показателя качества функционирования каналов авиационной связи, определяющего достоверность информации, получаемой экипажами воздушных судов и диспетчерами службы движения, должно быть использовано отношение сигнал/шум+помеха на выходе демодулятора радиоприемного устройства $q = P_c / (P_{ш} + P_n)$.

Снижения качества функционирования канала ниже допустимого обуславливают задержки в передаче команд и сообщений, что может приводить к конфликтным ситуациям и росту коэффициента загрузки диспетчера. Поэтому независимо от причин снижения q ниже допустимого уровня должно рассматриваться как отказ канала связи.

Как видно, отказ канала может произойти как за счёт отказа приёмопередающей аппаратуры (изменение P_c или $P_{ш}$), так и за счёт воздействия помех (P_n). Поэтому с точки зрения надёжности канал связи можно представить в виде последовательного соединения элементов, отказы одного из которых обусловлены воздействием помех, другого – аппаратными отказами. В подавляющем большинстве случаев эти отказы независимы. Зная характеристики надёжности каждого из элементов, можно определить надёжность канала в целом.

Показатель q применим как к радиотелефонным, так и к проводным каналам связи, однако, так как проводные каналы практически не подвержены воздействию помех, для них понятие отказа можно существенно упростить, считая отказом задержки в передаче сообщений выше допустимой с позиций безопасности полётов величины.

Отказы канала связи с позиций экипажа ВС и диспетчеров службы движения проявляются в виде отсутствия подтверждений в приёме информации, что приводит к необходимости проведения повторных процедур – к переспросам.

Под переспросом будем понимать событие, при котором в момент обращения канал неработоспособен или работоспособен в течение времени t_p , меньшего длительности сеанса связи. Тогда для вероятности переспроса $P_{пер}$ можно записать $P_{пер} = P_{отк} + P_{раб} \{t_p < \tau_{св}\}$, где $P_{отк}, P_{раб}$ – соответственно вероятность застать канал связи в работоспособном и неработоспособном состоянии в любой момент времени.

Вероятность переспросов $P_{пер}$ функционально связана с коэффициентом оперативной готовности $R(\tau)$, который есть вероятность того, что канал окажется работоспособным в любой момент времени и проработает безотказно в течение времени $t_{раб}$, т.е. $R(\tau) = P_{раб} \{t_p < \tau_{св}\}$. В итоге можно записать $P_{пер} = P_{отк} + P_{раб} - P_{раб} \{t_p < \tau_{св}\} = 1 - P_{раб} \{t_p > \tau_{св}\}$.

Следовательно, если длительность сеанса связи является детерминированной величиной, то вероятность переспросов жестко связана с коэффициентом оперативной готовности следующим соотношением $P_{пер} = 1 - R(\tau)$.

В общем случае, когда длительность сеанса является случайной величиной с плотностью вероятности $W_{св}(\tau)$ нетрудно показать, что $P_{пер} = 1 - \int_0^{\infty} W_{св}(\tau) R(\tau) d\tau$.

Отметим, что коэффициент оперативной готовности является обобщённым показателем, по которому может быть получен коэффициент готовности канала $K_r = T_p / (T_p + T_0) = R(0)$.

При экспоненциальном распределении наработки на отказ коэффициент оперативной готовности можно записать в виде $R(\tau) = K_{\Gamma} P_{\text{раб}}(\tau) = T_p e^{-\tau/T_p} / (T_p + T_0)$.

Тогда при известных характеристиках надёжности канала связи вероятность переспросов может быть определена по одному из следующих выражений

$$P_{\text{пер}} = 1 - K_{\Gamma} P_{\text{раб}}(\tau_{\text{св}}) = 1 - K_{\Gamma} e^{-\tau_{\text{св}}/T_p} = 1 - T_p P_{\text{раб}}(\tau) / (T_p + T_0) = 1 - T_p e^{-\tau_{\text{св}}/T_p} / (T_p + T_0).$$

При наличии ограничений на значение одного из показателей надёжности требования к остальным показателям могут быть получены из следующих соотношений:

$$K_{\Gamma} = (1 - P_{\text{пер}}) / P_{\text{раб}}(\tau); \quad T_0 / T_p = -1 + e^{-\tau_{\text{св}}/T_p} / (1 - P_{\text{пер}}); \\ T_0 / \tau_{\text{св}} = 1 / \ln[K_{\Gamma} / (1 - P_{\text{пер}})]; \quad P_{\text{раб}}(\tau) = (1 + T_0 / T_p)(1 - P_{\text{пер}})$$

На рис. 1 приведены графики соответствующих зависимостей для различных значений вероятности переспросов, которые позволяют при известной длительности сеанса и наличии ограничений на значение одного из показателей надёжности предъявить требования к другим показателям надёжности канала, при которых обеспечивается заданное значение вероятности переспросов.

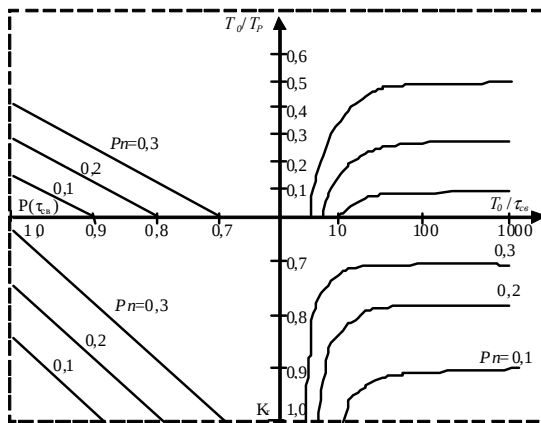


Рис. 1. Взаимосвязь показателей надёжности и вероятности

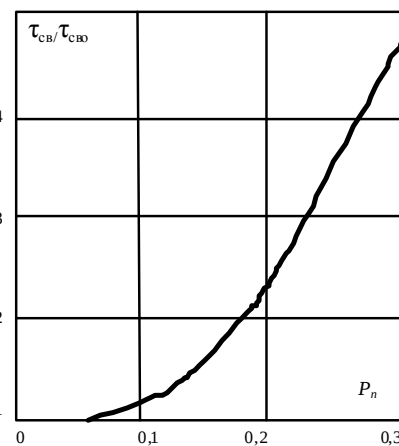


Рис. 2. Зависимость относительного удлинения длительности сеанса связи от вероятности переспросов

Вероятность переспросов связана также и с величиной удлинения сеанса связи за счёт повторных процедур. Действительно, пусть за время T возникает N заявок на радиосвязь. Каждой из них в идеальном случае соответствует длительность сеанса. С вероятностью p , n заявкам может соответствовать переспрос, т.е. из общего числа заявок, $n = p, N$ из них будет соответствовать длительность 2 и т.д.

Следовательно, среднюю с учётом переспросов длительность сеанса связи можно выразить так $\tau_{\text{св}} = \tau_{\text{св}0} + \tau_{\text{св}0} P_{\text{пер}} = \tau_{\text{св}0} [1 + P_{\text{пер}} / (1 - P_{\text{пер}})] = \tau_{\text{св}0} / (1 - P_{\text{пер}})$.

На рис. 2 представлена зависимость $\tau_{\text{св}} / \tau_{\text{св}0}$, позволяющая при известной длительности сеанса определить приращение этой длительности или среднюю задержку передачи сообщения за счёт снижения качества функционирования канала.

Таким образом, для радиоканала величина вероятности переспросов является универсальным показателем, связывающим между собой качество функционирования канала, показатели его надёжности и величину задержки в передаче информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ильичев А.В.** Начало системной безопасности. - М.: Научный мир, 2003.
2. Обслуживание воздушного движения. Приложение 11 к Конвенции о международной гражданской авиации. - 13-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2001.

EFFECTIVENESS OF AIR TRAFFIC CONTROL IN UNRELIABLE CHANNELS OF INFORMATION EXCHANGE BETWEEN AIR TRAFFIC CONTROLLERS AND FLIGHT CREW

Hodakovsky V.A., Unichenko E.G.

The article considers the possibility of dangerous approaches of aircraft and the magnitude of risk of collision with the direct ATC.

Key words: risk of collision aircraft, potentially conflict situation, influencing factors.

Сведения об авторах

Ходаковский Владимир Анатольевич, 1940 г.р., окончил РКИИГА (1962), заслуженный деятель науки ЛССР, доктор технических наук, профессор РИМИС, автор более 300 научных работ, область научных интересов – радиосвязь, радиотехника, организация и управление высшей школой и социально-экономическими системами.

Униченко Егор Григорьевич, 1982 г.р., окончил МГТУ ГА (2004), кандидат технических наук, начальник сектора анализа безопасности полетов ФАУ «Государственный центр «Безопасность полетов на воздушном транспорте», автор 15 научных работ, область научных интересов – управление составляющими безопасности полетов.

УДК 621.396

К ПОСТРОЕНИЮ АНАЛИТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ ОТОБРАЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ОБСТАНОВКИ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В ОТСУТСТВИЕ РАДИОЛОКАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ

В.И. ВДОВИЧЕНКО

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

Предлагаются некоторые линейные, нелинейные и стохастические модели систем отображения воздушной обстановки.

Ключевые слова: управление воздушным движением, воздушная обстановка.

В общем виде модель отображения воздушной обстановки (ВО) может быть представлена в виде некой системы отображения информации (СОИ) S_{cou} , представляющей собой совокупность средств получения и отображения информации о ВО [1].

Система S_{cou} описывает преобразование множества X в множество Y координат i -х ВС вдоль осей j -х трасс (маршрутов движения) в k -й зоне УВД, отображаемых СОИ. Иными словами, СОИ обеспечивает преобразование $S_{cou}: X \rightarrow Y$ или $\{y_{ijk}(t)\} = S_{cou}\{x_{ijk}(t)\}$, $x_{ijk}(t) \in X$, $y_{ijk}(t) \in Y$.

Действительные координаты $x_{ijk}(t)$ i -х ВС вдоль осей j -х трасс (маршрутов движения) в k -й зоне УВД будем называть входом системы S_{cou} , а отображаемые СОИ координаты $y_{ijk}(t)$ - выходом системы S_{cou} .

В простейшем случае в качестве входных сигналов принимаются координаты ВС $x_{ijk}(t)$, изменяющиеся по линейному закону $x_{ijk}(t) = x_{ijk}(t_0 + \Delta t) = x_{ijk}^0 + W_{ijk} \Delta t$, $t_0 < t < t_{вых}$, где x_{ijk}^0 - продольная координата i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне УВД в момент времени t_0 входа ВС в зону УВД; W_{ijk} - скорость движения i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне; Δt - время, прошедшее с момента входа i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне; $t_{вых}$ - время выхода i -го ВС из j -й трассы k -й зоны.

Координата $y_{ijk}(t)$, отображаемая СОИ, может быть также описана линейным законом $y_{ijk}(t) = y_{ijk}(t_0 + \Delta t) = y_{ijk}^0 + W_{ijk}^* \Delta t$, $t_0 < t < t_{вых}$, где y_{ijk}^0 - отображаемая СОИ продольная координата i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне УВД в момент времени t_0 входа ВС в зону УВД; W_{ijk}^* - скорость движения i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне в соответствии с отображением СОИ; Δt - время, прошедшее с момента входа i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне; $t_{вых}$ - время выхода i -го ВС из j -й трассы в k -й зоне.

В идеальной СОИ $X \equiv Y$, т.е. $y_{ijk}(t) = x_{ijk}(t)$, $y_{ijk}^0 = x_{ijk}^0$, $W_{ijk} = W_{ijk}^*$.

Представляет интерес модель СОИ, в которой изменение координат i -х ЛА на j -х трассах в k -й зоне УВД и отображение координат соответствующих ВС описываются линейными законами. При этом отображение $S_{cou}: X \rightarrow Y$ описывается следующим образом $y_{ijk}(t) = x_{ijk}(t + \delta_{ik})$, где δ_{ik} - сдвиг времени.

Величина δ_{ik} может быть обусловлена, например, расхождением хода часов на борту i -го ВС и на диспетчерском пульте, с которого осуществляется обслуживание ВД в k -й зоне УВД. В простейшем случае $\delta_{ik} = T_i(t) - T_k(t)$, где $T_i(t)$ - показания бортовых часов i -го ВС в момент точного (астрономического) времени t ; $T_k(t)$ - показания часов на диспетчерском пункте, с которого осуществляется УВД в k -й зоне УВД в момент точного времени t .

В силу того, что в авиации используются довольно точные часы, можно считать, что разница $T_i(t) - T_k(t)$ за время полета i -го ВС в k -й зоне УВД не зависит от t , т.е. время δ_{ik} не является

функцией от t , хотя и является случайной величиной, принимая для разных i и k разные случайные значения.

График зависимости фактических координат i -го ВС, следующего по j -й трассе в k -й зоне УВД, $x_{ijk}(t)$ и отображаемых СОИ координат соответствующего ВС $y_{ijk}(t)$ от времени t изображен на рис. 1.

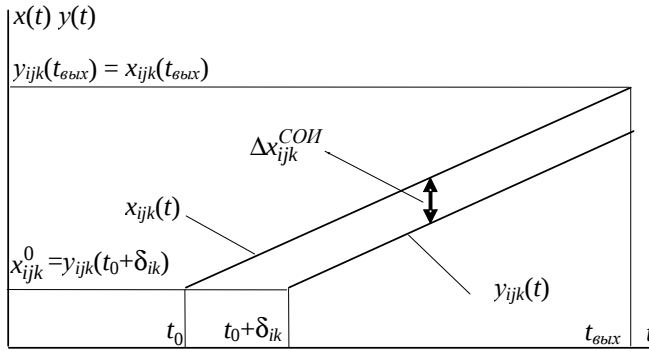


Рис. 1. Зависимость фактических координат i -го ВС, следующего по j -й трассе в k -й зоне УВД, и отображаемых СОИ координат $y_{ijk}(t)$

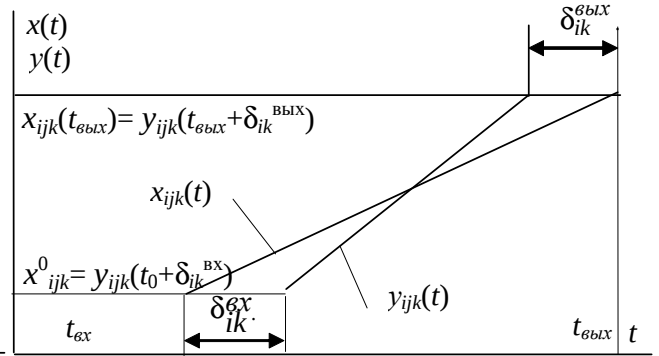


Рис. 2. Зависимость фактических координат i -го ВС, следующего по j -й трассе в k -й зоне УВД, и отображаемых СОИ координат $y_{ijk}(t)$

Из рис. 1 видно, что график $y_{ijk}(t)$ сдвинут относительно $x_{ijk}(t)$ на случайную величину δ_{ik} .

Погрешность определения с помощью СОИ координат Δx_{ijk}^{COI} i -го ВС, следующего по j -й трассе в k -й зоне УВД, в принятой модели является случайной величиной, не зависящей от t и определяемой выражением $\Delta x_{ijk}^{COI} = \delta_{ik} W_{ijk}$.

На практике диспетчер часто использует способ контроля, при котором время пролета выхода из зоны УВД рассчитывается экипажем. Погрешность этого расчета существенно зависит от точности навигационного оборудования, а также от используемого алгоритма расчета.

В силу этого представляет интерес модель СОИ, при которой случайные величины сдвига $\delta_{ik}^{\text{вх}}$ в момент входа ВС в зону УВД и сдвига $\delta_{ik}^{\text{вых}}$ в момент выхода ВС из зоны УВД являются различными и независимыми.

График зависимости $x_{ijk}(t)$ и $y_{ijk}(t)$ от времени t для такой модели СОИ представлен на рис. 2.

Для данной модели сдвиг $\delta_{ik}(t)$ в произвольный момент времени $t_{\text{вх}} < t < t_{\text{вых}}$ определяется выражением $\delta_{ik}(t) = \delta_{ik}^{\text{вх}} + (t - t_{\text{вх}})(\delta_{ik}^{\text{вых}} - \delta_{ik}^{\text{вх}})/(t_{\text{вых}} - t_{\text{вх}})$. При этом отображение $S_{\text{сои}}: X \rightarrow Y$ определяется следующим образом $y_{ijk}(t + \delta_{ik}(t)) = x_{ijk}(t)$.

Однако реальное движение ВС по маршруту не всегда можно описать линейным законом (набор высоты, снижение, переменный режим двигателей и т.п.). В этом случае продольная координата i -го ВС вдоль оси j -го маршрута движения k -й зоны УВД определяется следующим образом $x_{ijk}(t) = x_{ijk}^0 + \int_0^t W_{ijk}(t) dt$, где $W_{ijk}(t)$ - проекция вектора путевой скорости i -го ВС на ось j -го маршрута движения в k -й зоне УВД.

Несмотря на то, что фактическое движение ВС в ряде случаев описывается нелинейным законом движения, диспетчер в соответствии с существующей технологией отображает движение на диспетчерском графике прямой линией, т.е. в соответствии с линейным законом движения.

На рис. 3 приведен график зависимости фактических координат i -го ВС, следующего по j -й трассе в k -й зоне УВД, $x_{ijk}(t)$ от времени при нелинейном законе движения (при снижении ВС с эшелона) и зависимость отображаемых по линейному закону координат $y_{ijk}(t)$.

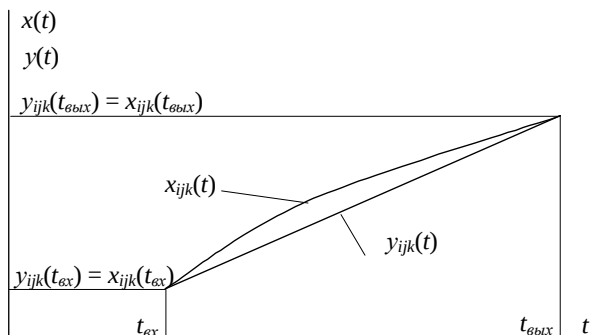


Рис. 3. Зависимость фактических координат $x_{ijk}(t)$ при нелинейном законе движения и отображаемых диспетчерским графиком координат $y_{ijk}(t)$ в соответствии с линейным

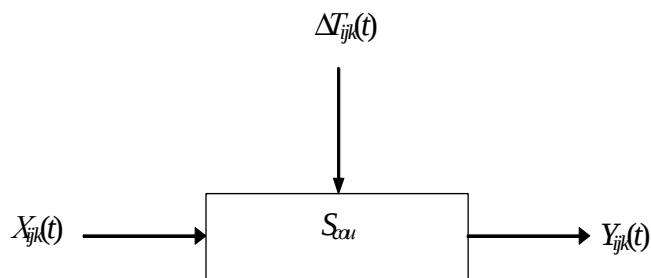


Рис. 4. Модель стохастической СОИ

Фактическое местоположение ВС на трассах определяется такими случайными факторами, как случайное распределение поля ветра, случайная величина тяги двигателей, которая, в свою очередь, определяется случайными значениями температуры и плотности воздуха, случайными действиями экипажа по назначению режима работы двигателей.

Таким образом, местоположение i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД в момент времени t - это случайная величина, описываемая случайным процессом $X_{ijk}(t)$.

В силу этого в качестве модели СОИ может быть принята модель, в которой отображение местоположения i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД в момент времени t в СОИ описывается случайной величиной

$$Y_{ijk}(t) = y_{ijk}(\hat{t}_{ijk}^{ex}) + (t + \Delta T_{ijk}(t) - \hat{t}_{ijk}^{ex})(y_{ijk}(\hat{t}_{ijk}^{ex}) - y_{ijk}(\hat{t}_{ijk}^{ex})) / (\hat{t}_{ijk}^{ex} - \hat{t}_{ijk}^{ex}), \quad (1)$$

где $y_{ijk}(\hat{t}_{ijk}^{ex})$ - координата i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД, отображаемая в СОИ в $\hat{t}_{ijk}^{ex}$ -й момент времени; $y_{ijk}(\hat{t}_{ijk}^{ex})$ - координата i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД, отображаемая СОИ в $\hat{t}_{ijk}^{ex}$ -й момент времени; $\hat{t}_{ijk}^{ex}$ - оценка времени входа i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД; $\hat{t}_{ijk}^{ex}$ - оценка времени выхода i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД; $\Delta T_{ijk}(t)$ - погрешность определения времени в текущий момент времени t .

Стохастическая система S_{cou} в соответствии с (1) представлена на рис. 4. Стохастическое поведение системы S_{cou} можно интерпретировать как результат действия независимой от входного сигнала случайной величины $\Delta T_{ijk}(t)$.

Для описания стохастической системы S_{cou} можно использовать соотношение $Y_{ijk}(t) = A_{\Delta T_{ijk}(t)}[X_{ijk}(t)]$, где $A_{\Delta T_{ijk}(t)}$ - оператор системы S_{cou} .

Остановимся на вопросах отображения бокового отклонения (БО) ВС от оси воздушной трассы.

Обозначим $x_{ijk}^{(2)}(t) \in X^{(2)}$ - боковое отклонение i -го ВС относительно оси j -й трассы (маршрута движения) в k -й зоне УВД, где $X^{(2)}$ - множество координат, описывающих боковое отклонение. Существующие СОИ, такие как стрипы и диспетчерский график не описывают боковое движение ВС относительно оси трассы. В таких системах по умолчанию принято, что, если ВС следует в соответствии с планом полета, то $x_{ijk}^{(2)}(t) \equiv 0$, $t_0 \leq t \leq t_{вых}$.

В некоторых случаях диспетчеру УВД необходимо контролировать боковое отклонение (например, при обходе гроз, выполнении полета по прямым маршрутам, уходе на запасной аэродром и т.д.).

В перспективных СОИ, использующих отображение БО на фоне карты-схемы или географи-

ческой карты, боковое отклонение ВС относительно оси трассы может быть учтено. На практике боковое отклонение ВС относительно оси трассы является случайной величиной [1; 2]. Соответственно боковое отклонение i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД в момент времени t - это случайная величина, можно описать случайным процессом $X_{ijk}^{(2)}(t)$.

На рис. 5 изображено семейство реализаций $x_{1jk}^{(2)}(t)$, $x_{2jk}^{(2)}(t)$ и $x_{3jk}^{(2)}(t)$ случайного процесса $X_{ijk}^{(2)}(t)$, математическое ожидание которого $m_x(t)$ равно нулю.

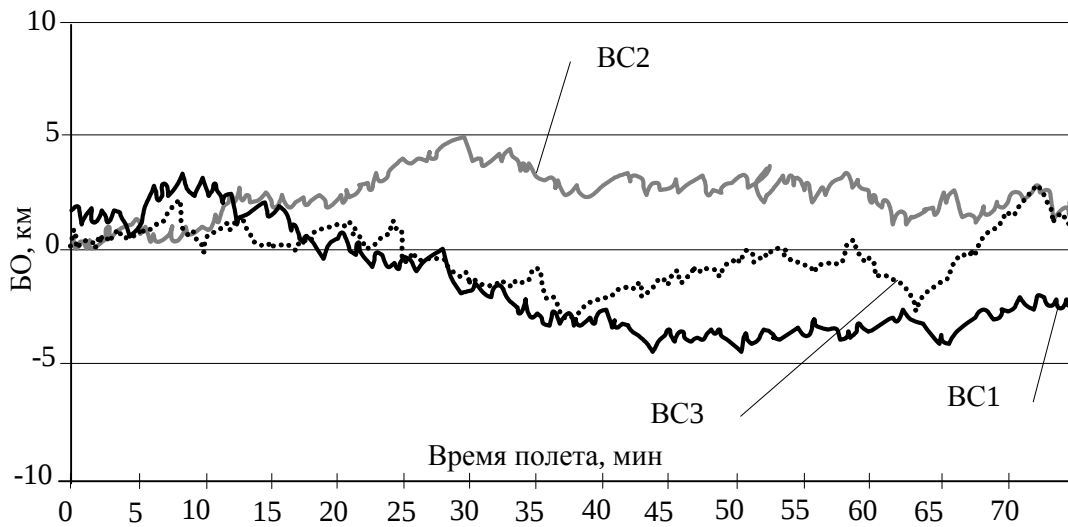


Рис. 5. Семейство реализаций случайного процесса $X_{ijk}^{(2)}(t)$, описывающего боковое отклонение ВС относительно оси трассы

Выходом в СОИ S_{pk} , учитывающей боковое отклонение ВС относительно оси трассы, может быть принята отображаемая СОИ боковая координата, изменяющаяся по линейному закону на участках $\overline{t_0, t_1}$, $\overline{t_1, t_2}$, ..., $\overline{t_{l-1}, t_l}$, где t_0 и t_l - времена входа и выхода ВС в зону (из зоны) УВД; $t_1, \dots, t_{l-1}$ - моменты времени, в которые диспетчер осуществляет запрос географических координат ВС и определение бокового отклонения.

В соответствии с данной моделью, если t_0 - время входа ВС на j -ю трассу k -й зоны УВД, а t_1 - момент первого запроса местоположения ВС и определения бокового отклонения, то последнее на участке $\overline{t_0, t_1}$ аппроксимируется линией, проходящей через координаты $(t_0, 0)$ и $(t_1, y_{ijk}^{(2)}(t_1))$, где $y_{ijk}^{(2)}(t_1)$ - оценка бокового отклонения i -го ВС в момент времени t_1 .

Аналогично, если t_{l-1} - текущий момент времени и t_l - время выхода ВС из j -й трассы k -й зоны УВД, то боковое отклонение ВС на участке $\overline{t_{l-1}, t_l}$ аппроксимируется линией, проходящей через координаты $(t_{l-1}, y_{ijk}^{(2)}(t_{l-1}))$ и $(t_l, 0)$, где $y_{ijk}^{(2)}(t_{l-1})$ - оценка бокового отклонения i -го ВС в момент времени t_{l-1} .

Отображение бокового отклонения i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД в момент времени $t_{g-1} \leq t \leq t_g$, $1 < g < l$, в СОИ описывается выражением

$$Y_{ijk}^{(2)}(t) = y_{ijk}^{(2)}(t_{g-1}) + (t - t_{g-1}) \left(y_{ijk}^{(2)}(t_g) - y_{ijk}^{(2)}(t_{g-1}) \right) / (t_g - t_{g-1}), \quad (2)$$

где $y_{ijk}^{(2)}(t_g)$ - боковая координата i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД, отображаемая СОИ в t_g -й момент времени.

Поскольку боковые отклонения $X_{ijk}^{(2)}(t)$ i -го ВС на j -й трассе k -й зоны УВД в моменты вре-

мени $t_1, \dots, t_{l-1}$ являются случайными величинами (сечениями случайных процессов [3]) $X_{ijk}^{(2)}(t_1), X_{ijk}^{(2)}(t_2), \dots, X_{ijk}^{(2)}(t_{l-1})$, для каждого отдельного сочетания i, j и k реализация $y_{ijk}(t)$ случайного процесса $Y_{ijk}(t)$ является кусочно-линейной функцией от t .

Существующие СОИ (стрипы, диспетчерский график и др.) обеспечивают отображение высоты полета в соответствии с оперативным (текущим) планом движения ВС, т.е. обеспечивается отображение того, что ВС или следует на определенной высоте, или находится в процессе ее занятия.

С помощью диспетчерского графика отображаются начало и окончание изменения высоты полета. В соответствии с существующими правилами полетов ВС могут выполнять горизонтальный полет на установленных высотах.

Модель СОИ с отображением высоты ВС в соответствии с планом движения выглядит следующим образом.

Пусть $H = \{900, 1200, 1800, \dots, 8100, 8600, 9100, 9600, 10100, 10600, \dots\}$ - множество допустимых руководящими документами высот полета в метрах, $\Delta H = \{(900, 1200), (900, 1500), \dots, (h_s, h_q), \dots\}$ - множество возможных вариантов их изменения, т.е. пар (h_s, h_q) , где $h_s \in H$ и $h_q \in H$ - начальная и конечная высоты. В соответствии с планом движения ВС может следовать на высоте $h \in H$, либо находиться в процессе изменения высоты от h_s до h_q .

Входом в СОИ S_{cou} является множество высот $X_{ijk}^{(3)}(t) \in X^{(3)}$ i -х ВС на j -х трассах (маршрутах движения) в k -й зоне УВД $X_{ijk}^{(3)}(t) \in X^{(3)}$.

В общем случае в качестве входа на систему S_{cou} может рассматриваться векторный случайный процесс $X_{ijk}(t) = \{X_{ijk}^{(1)}(t), X_{ijk}^{(2)}(t), \dots, X_{ijk}^{(m)}(t)\}$. Когда на вход системы S_{cou} подается m случайных процессов, на выходе системы S_{cou} также получают векторный случайный процесс $Y_{ijk}(t) = \{Y_{ijk}^{(1)}(t), Y_{ijk}^{(2)}(t), \dots, Y_{ijk}^{(n)}(t)\}$.

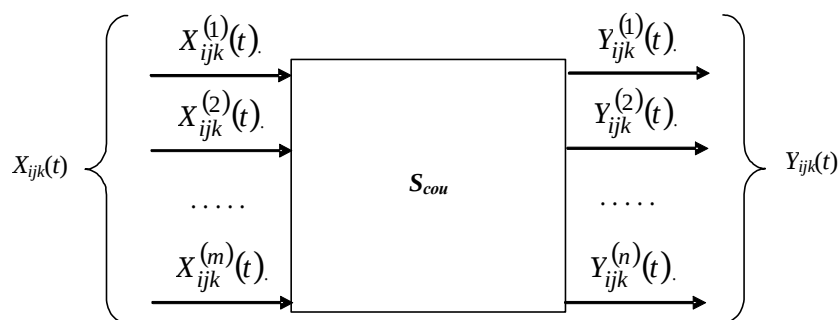


Рис. 6. Общий вид стохастической модели СОИ

Составляющие векторного случайного процесса $X_{ijk}(t)$ описывают состояние ВС в момент времени t , $X_{ijk}^{(1)}(t)$ описывает продольную координату i -го ВС на j -й трассе в k -й зоне УВД, $X_{ijk}^{(2)}(t)$ - боковое отклонение ВС от оси трассы (рис. 6), $X_{ijk}^{(3)}(t)$ - высоту ВС, $X_{ijk}^{(4)}(t)$ - наличие опасных метеоявлений, $X_{ijk}^{(5)}(t)$ - передачу ВС на управление диспетчеру смежного сектора УВД и т.д. Составляющие векторного случайного процесса $Y_{ijk}(t)$ описывают отображаемое СОИ состояние ВС в момент t .

Размерности векторных случайных процессов $X_{ijk}(t)$ и $Y_{ijk}(t)$ могут не совпадать ($n < m$). Это может иметь место в том случае, если СОИ обеспечивает упрощенное описание состояния ВС (например, если СОИ не обеспечивает отображение бокового отклонения ВС от оси трассы и т.п.).

Описание стохастической системы S_{cou} может быть представлено в следующем виде $Y_{ijk}(t) = A_t[X_{ijk}(t)]$, где A_t - оператор системы S_{cou} .

Таким образом, в зависимости от вида входного сигнала, используемого в модели СОИ $S_{сои}$, их можно разделить на модели с линейным, нелинейным и стохастическим законами движения ВС вдоль оси трассы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вдовиченко В.И. О некоторой возможности уменьшения вероятности выхода воздушных судов за границы воздушного коридора в системах управления воздушным движением с автоматическим зависимым наблюдением // Статья в данном Вестнике.

2. Липин А.В., Попов К.С. Выполнение международных полетов. Обслуживание воздушного движения. - СПб.: Академия ГА, 1997. - Кн. 4.

3. Макаров К.В., Ильницкий Л.Я., Шешин И.Ф. Радионавигационные системы аэропортов. - М.: Машиностроение, 1988.

TO THE ANALYTICAL SYSTEM MODELS OF THE IMAGE OF THE AIR SITUATION WHEN RADIOLOCATION IN ABSENCE

Vdovichenko V.I.

They are offered some linear, nonlinear and stochastic system models of the image of the air situation.

Key words: air motion management, air situation.

Сведения об авторе

Вдовиченко Василий Иванович, 1955 г.р., окончил Академию гражданской авиации (1989), соискатель ученой степени кафедры технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, генеральный директор Института аэронавигации, автор 6 научных работ, область научных интересов – управление воздушным движением.

УДК 621.396

РЕАЛИЗАЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ КОММУТАЦИИ РЕЧЕВОЙ СВЯЗИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Д.В. КОЛЯДОВ, А.В. ПРОХОРОВ

Приводится описание перспективной системы коммутации речевой связи в гражданской авиации, основанной на использовании технологии VoIP. Рассматриваются основные подходы к проектированию такой системы.

Ключевые слова: коммутация, телефония, речевая информация.

Системы коммутации речевой связи (СКРС) находят свое применение в центрах управления воздушным движением (УВД) и обеспечивают получение диспетчерским составом следующих основных услуг [4; 5]:

- 1) двухстороннюю радиосвязь с экипажами воздушных судов (ВС) и другими диспетчерами в ОВЧ/УВЧ диапазоне;
- 2) двухстороннюю связь с подвижными наземными объектами;
- 3) внутреннюю телефонную связь для диспетчеров и обслуживающего технического персонала;
- 4) документирование речевой информации для последующей регистрации;
- 5) внешнюю телефонную связь с различными абонентами и т.п.

Обобщенная схема СКРС представлена на рис. 1 СКРС выполняет роль организации взаимодействия диспетчеров УВД с экипажами ВС и другими абонентами по радиоканалу и через телефонную сеть общего пользования (ТфОП, PSTN). Взаимодействие компонентов системы речевой связи осуществляется по принципу сети с коммутацией каналов. Это означает, что рабочие места диспетчеров подключаются к телефонной и радиосетям через коммутатор (рис. 2). СКРС является критичным элементом системы организации воздушного движения, поэтому к ней предъявляются требования обеспечения надежности предоставления услуг, отсутствия задержек при передаче речевой информации и поддержки соответствующего уровня качества речи. Системы коммутации речевой связи, использующие принцип коммутации каналов, обладают существенными недостатками и не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к этим системам. Основные требования к техническим характеристикам и построению СКРС представлены в документах ИКАО, Eurocontrol и Eurocae [1; 2]. К таким требованиям относятся:

- 1) максимально допустимые значения задержек при передаче речевой информации и сигнализации;
- 2) наличие механизмов защиты информации;
- 3) возможность установки приоритетов при организации речевой связи;
- 4) сетевые требования;
- 5) требования к используемому протоколу передачи данных;
- 6) функциональность.

Основной тенденцией развития систем речевой связи, в том числе и СКРС, является переход от использования коммутации каналов к принципу коммутации пакетов, который базируется на использовании Интернет протокола (IP) и обеспечивает гибкость и функциональную совместимость системы. Применение протокола IP позволяет обеспечить совместимость элементов СКРС различных производителей. Дорогостоящее оборудование и программное обеспечение могут быть заменены на стандартное программное обеспечение и оборудование, например, маршрутизаторы и коммутаторы, которые используются в сетях IP. IP технологии позволяют интегрировать в систему информацию от внешних служб УВД (таких как метеоинформация) и использовать сетевую среду общего доступа для удаленного администрирования системы. Пакетная коммутация в сравнении с коммутацией каналов обладает также преимуществом с точки

зрения функции устранения отказов или уменьшения их влияния на работу всей системы. Отказ какого-либо элемента в сети с канальной коммутацией приводит к прерыванию связи без предварительного уведомления. В сети с пакетной коммутацией в аналогичном случае будет автоматически выбран альтернативный путь доставки пакета, что является результатом нормального функционирования сети. Основным недостатком технологии пакетной коммутации является появление непредсказуемых задержек при передаче информации по сети.

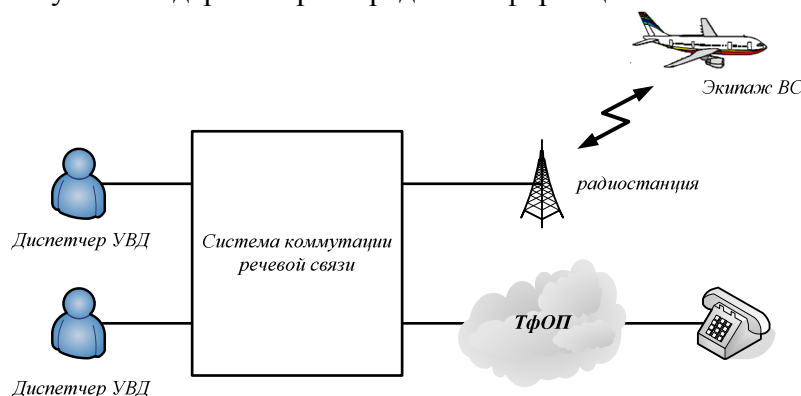


Рис. 1. Обобщенная структура системы речевой связи

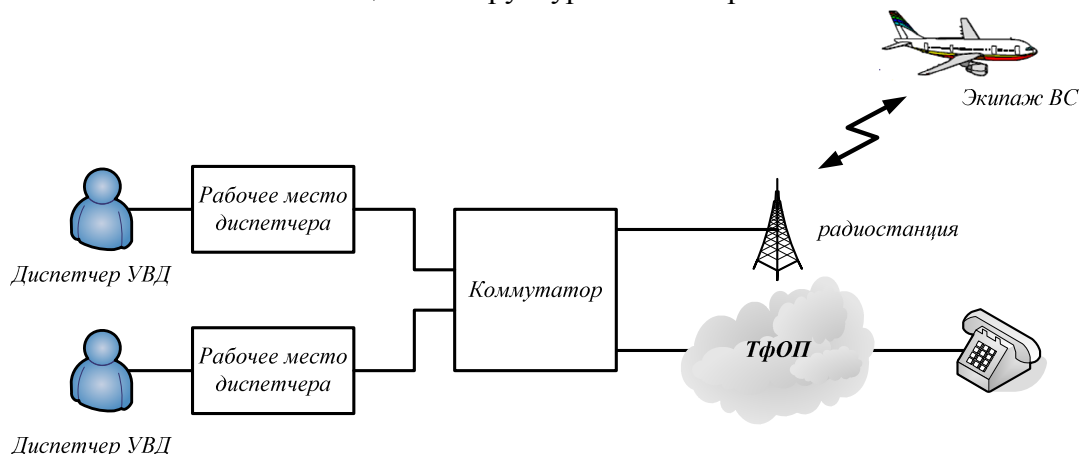


Рис. 2. Система речевой связи на базе коммутации каналов

Основным критерием при реализации перспективной СКРС является объединение речевой информации и данных с помощью единой среды доступа. В качестве такой среды доступа, обеспечивающей требования качества обслуживания и защиты информации для авиационных потребителей, может выступать сетевая среда, в которой реализована технология VoIP (Voice over IP). При реализации перспективной СКРС с целью обеспечения предъявляемых к ней требований и получения конкурентоспособного изделия необходимо руководствоваться положениями стандарта MIL-STD-498 [6], разработанного по заказу Министерства обороны США.

Стандарт MIL-STD-498 предназначен для унификации и систематизации требований к процессам, объектам и документам при разработке сложных программных систем. Он может быть использован при создании крупных сложных программ, но при необходимости может быть адаптирован на любые, в том числе и относительно малые, проекты и различные модели жизненного цикла программных средств. В стандарте не оговариваются конкретные методы и рецепты решения технологических задач, но предусматривается применение при разработке любых методов, языков программирования, а также поддерживается повторное использование программных компонентов и измерения характеристик объектов и процессов. На начальных этапах проектирования и заключительных этапах испытаний и сдачи заказчику рекомендуется совместный анализ программных и аппаратных средств цельной системы, полностью решаю-

щей необходимые потребителю функциональные задачи. Стандарт также унифицирует требования к проектированию, разработке, модификации и документированию программных средств. Преимуществами применения данного стандарта при реализации перспективной СКРС являются максимальное использование программного обеспечения с открытым исходным кодом, рациональная архитектура системы, использование признанных стандартов взамен узкопрофессиональных протоколов, модульность и масштабируемость будущей системы.

Основными компонентами СКРС в системе организации воздушного движения на базе технологии VoIP являются (рис. 3):

- 1) VoIP сервер, выполняющий одновременно функции маршрутизатора и шлюза с радио-, аналоговым и цифровым интерфейсным оборудованием;
- 2) рабочее место диспетчера (на котором реализован графический интерфейс пользователя);
- 3) система управления конфигурацией системы;
- 4) система документирования речевой информации.

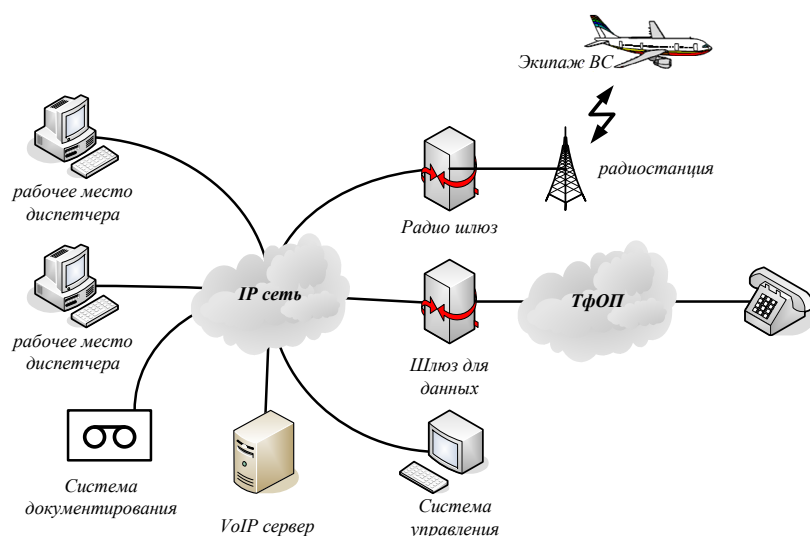


Рис. 3. Структурная схема системы СКРС на базе VoIP

При реализации перспективной СКРС в качестве аппаратной платформы для VoIP сервера целесообразно выбрать сервер телефонной платформы Asterisk с наращиваемой аппаратной поддержкой различных интерфейсов, включая SIP (поддержка IP телефонии), E1 (передача данных), ATS-Rx, QSIG (сигнализация для телефонных сетей), FxO (поддержка модемов), FxS (поддержка аналоговых телефонных станций), E&M (поддержка аналоговой телефонной сигнализации). Кроме того, данная платформа позволяет осуществлять поддержку интерфейсов наземных радиостанций ОВЧ диапазона.

Реализация функций СКРС обеспечивается за счет наличия следующих подсистем:

- подсистема интерфейса оператора;
- подсистема передачи речевой информации по IP сети;
- подсистема телефонной сигнализации;
- подсистема обработки речевой информации (выбор схемы кодирования в процессе установления соединения);
- подсистема подавления эхо-сигналов;
- протоколы компрессирования (сжатие речевой информации).

ЛИТЕРАТУРА

1. ED-136. Voice over internet protocol (VoIP) air traffic management (ATM) system. Operational and technical requirements. EUROCAE, 2009.
2. ED-137. Interoperability standards for VoIP ATM components. Part 1: Radio. EUROCAE, 2009.

3. ATS Ground Voice Network Implementation and Planning Guidelines. Eurocontrol, 2005.
4. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации / под ред. С.Г. Пятко, А.И. Краснова. - СПб.: Политехника, 2004.
5. Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации / под ред. Г.А. Крыжановского. - М.: Академкнига, 2003.
6. MIL-STD-498. Software Development and Documentation DoD, 1996.

IMPLEMENTATION OF NEXT-GENERATION VOICE COMMUNICATION SYSTEM FOR CIVIL AVIATION

Kolyadov D.V., Prokhorov A.V.

In paper there is described the next-generation voice communication system for civil aviation based on VoIP technology. The basic concepts of implementation and development of such system are considered.

Key words: switching, telephony, voice information.

Сведения об авторах

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

Прохоров Александр Валентинович, 1946 г.р., окончил Рязанский радиотехнический институт (1969), действительный член Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиотехнические системы управления воздушным движением, техническая эксплуатация воздушного транспорта, проблемы международного образования.

УДК 629.7.058.54

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФОРМЫ И РАЗМЕРОВ РАБОЧЕЙ ОБЛАСТИ ПРИ НАВИГАЦИИ ПО ДВУМ МАЯКАМ DME

Е.В. СОБОЛЕВ, Е.А. РУБЦОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Олянюком П.В.

В статье рассматривается метод расчета рабочей области навигационных маяков-дальномеров при навигации по системе DME/DME. Предложенная методика позволяет рассчитывать параметры эллипса ошибок, т.е. дает полную информацию о характере распределения ошибок.

Ключевые слова: эллипс ошибок, рабочая область, DME.

Рост объемов воздушных перевозок требует повышения точности навигации, в связи с чем принято решение о переходе к новым методам навигации, позволяющим осуществлять полет по наиболее коротким маршрутам. Трассы не будут привязаны к точкам расположения радиомаяков, при этом для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов самолет должен находиться в объеме пространства, в пределах которого обеспечивается требуемая точность и безопасность самолетовождения - в рабочей области (РО) радионавигационных средств [1].

В статье рассмотрен случай навигации по двум маякам DME. Этот метод по точности уступает только спутниковым системам навигации и позволяет осуществлять полет по RNP1 [2]. Цель статьи – исследовать методы определения формы и размеров РО, а также выяснить, как распределены ошибки измерения координат ВС.

Поддержание безопасности полетов на должном уровне подразумевает, в частности, обеспечение заданной вероятности нахождения воздушного судна на некотором интервале. При традиционной организации воздушного движения, когда полет проходит от одной радионавигационной точки к другой, таким интервалом выступает ширина трассы. Полет проходит в режимах «на маяк» и «от маяка», поэтому определяющей является погрешность в поперечном направлении: линейное боковое отклонение (ЛБУ).

Навигационные системы должны обеспечивать выполнение требований к точности и безопасности полетов, поэтому требования к навигационным системам определяются из требований к точности самолетовождения [1]. Погрешность самолетовождения есть сумма многих величин, однако наибольший вклад вносят две: погрешность пилотирования и погрешность навигационных систем $\sigma_{СВЖ} = \sqrt{\sigma_{пил}^2 - \sigma_{нс}^2}$. Приравнявая суммарную погрешность к максимально допустимой средней квадратической погрешности, находим требуемую точность навигационной системы $\sigma_{нс_треб} = \sqrt{\sigma_{доп}^2 - \sigma_{пил}^2}$.

В настоящее время начался переход к зональной навигации. Согласно этой концепции полет выполняется по любой желаемой траектории в пределах зоны действия опорных станций навигационных средств [2]. Международной организацией ИКАО разработана система требуемых навигационных характеристик – показателей точности самолетовождения, которые должны обеспечиваться всеми воздушными судами в пределах определенной области воздушного пространства. Выделяют несколько типов воздушных пространств: RNP 1, RNP 4, RNP 12,6 и RNP 20, а также промежуточные RNP 5 и RNP 10. Тип RNP определяет радиус круга, в пределах которого воздушное судно должно находиться с вероятностью не меньшей 0,95. Это накладывает ограничения на максимально допустимые значения погрешности как в боковом, так и в продольном направлениях. Если в традиционной системе навигации ограничивающим критерием была ширина трассы, и для обеспечения безопасности воздушного движения требовалось не

допускать больших значений линейного бокового отклонения, то при зональной навигации, чтобы не выйти за пределы круговой зоны удерживания, необходимо точно определять координату ВС по двум параметрам (азимут и удаление для системы VOR/DME или два удаления для системы DME/DME).

При навигации по двум маякам DME расчет РО рекомендуется проводить согласно Инструкции по построению схем полетов на маршруте и в районе аэродрома при использовании методов зональной навигации [3], основанной на документах ИКАО [2]. В ней указано, что погрешность определения координат достигает недопустимо больших величин, если линии направления на самолет пересекаются под углом, меньшим 30° или большим 150° . Таким образом, навигация возможна в той части воздушного пространства, где обеспечивается перекрытие зон действия (ЗД) обоих маяков, с учетом применения правила $30^\circ/150^\circ$ (заштрихованная область на рис. 1). Вне этой зоны определять местоположение самолета по двум маякам DME не рекомендуется. Точность определения координат находится как

$$\sigma = \sqrt{(\sigma_{1_sis}^2 + \sigma_{1_air}^2) + (\sigma_{2_sis}^2 + \sigma_{2_air}^2)} / \sin \theta,$$

где $\sigma_{sis} = 0.0926$ км – погрешность навигационного сигнала; $\sigma_{air} = \text{MAX}\{0.157 \text{ км или } 0.125 \% \text{ от расстояния}\}$ – погрешность измерителя; $30^\circ < \theta < 150^\circ$ – угол пересечения линий направления на самолет.

В [4] отмечается, что упрощение, коим является круговое распределение отклонений, заметно влияет на результат расчетов, поэтому необходимо использовать более точные методы, позволяющие рассчитать параметры эллипса ошибок. Этот вопрос детально проработан в [5], где рассмотрен случай определения координат по данным двух дальномеров. Там же доказано, что ориентировка эллипса (угол наклона ϕ) зависит от соотношения между ошибками определения каждой из дальностей и от угла между линиями положения ψ

$$2\phi = \text{arctg}\left[\left(\sigma_1^2 - \sigma_2^2\right) \text{tg} \psi / \left(\sigma_1^2 + \sigma_2^2\right)\right],$$

где σ_1, σ_2 – погрешности определения дальности первого и второго маяков; ψ – угол пересечения линий положения; ϕ – ориентация эллипса (угол наклона).

Размеры полуосей эллипса ошибок a_x и a_y зависят от точности измерений дальности, от вероятности нахождения ВС в пределах эллипса и от угла пересечения линий положения

$$a_{x,y}^2 = 4k^2 \sigma_1^2 \sigma_2^2 / \left(\sigma_1^2 + \sigma_2^2 \pm \sqrt{(\sigma_1^2 + \sigma_2^2)^2 - 4\sigma_1^2 \sigma_2^2 \sin^2 \psi} \right),$$

где k – коэффициент, характеризующий вероятность нахождения ВС в пределах эллипса, и равный $k = \sqrt{-\ln(1-P)}$, где P – вероятность нахождения ВС в пределах эллипса.

Из соотношений можно найти величину СКП, приняв коэффициент $k=1.07$.

Определим форму и размер рабочей области. Методика ИКАО предполагает геометрическое решение задачи. Считают, что воздушное судно с вероятностью 0.95 находится в области, имеющей форму круга (называемого аппроксимирующим кругом), с радиусом $R = 2d_{rms}$, где d_{rms} – суммарная СКП. Методом имитационного моделирования находят удаление, на котором радиус аппроксимирующего круга равен радиусу круга удерживания. Найденное удаление будет радиусом рабочей области.

Основной недостаток метода состоит в излишнем упрощении при постановке задачи. Из рис. 2 видно, что радиус аппроксимирующего круга отличается от полуосей эллипса ошибок, откуда следует, что применяемая в настоящее время методика расчета суммарной погрешности местоопределения ВС дает некорректные результаты.

Кроме того, что игнорируется характер распределения, предполагающий распределение ошибок внутри эллипса, а не круга, упрощенная методика не позволяет [6] получить информацию о направлении максимальной погрешности и определить характер распределения ошибок за пределами аппроксимирующего круга.

Из условия невыхода погрешности за пределы области, ограниченной кругом заданного радиуса (концепция RNP), следует, что для характеристики ошибок определения местоположения ВС можно принять большую полуось эллипса a_y . Аналитической формулы для расчета рабочей области не существует, поэтому решим задачу методом имитационного моделирования. Одновременно с этим сравним полученную методику расчета погрешности определения координаты с методикой, принятой в ИКАО.

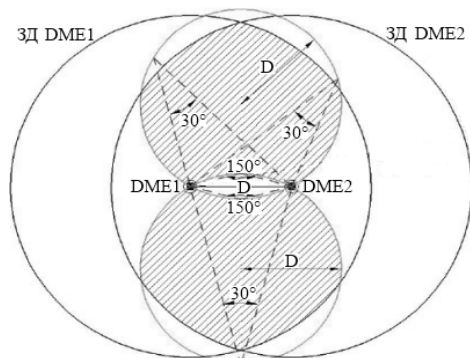


Рис. 1. К определению рабочей области двух маяков DME

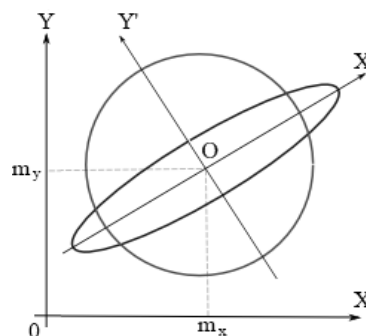


Рис. 2. Соотношение аппроксимирующего круга и эллипса ошибок

Рассмотрим случай, когда полеты выполняются по двум маякам DME, разнесенным на 200 км. Для высоты полета воздушного судна 10000 м примем дальность действия маяка равной 300 км, при этом зона действия представляет собой окружность. Примем также, что радиодальномеры абсолютно одинаковые, поэтому и дальность действия, и погрешность у них будут одинаковыми. Как было указано выше, погрешность определения координаты складывается из погрешностей σ_{sis} и σ_{air} . Примем $\sigma_{\text{sis}}=0.0926$ км, а $\sigma_{\text{air}}=0.157$ км либо 0.125% от расстояния (выбирается большая величина).

Для полетов в воздушном пространстве RNP 1 необходимо, чтобы погрешность не превышала 1.85 км для 95% времени. Если ошибки определения координат ВС распределены по нормальному закону, то максимально допустимая средняя квадратическая погрешность равна $\sigma_{\text{доп}}=0.944$ км. Средняя квадратическая погрешность пилотирования в режиме автопилота составляет 0.463 км [1], отсюда требуемая точность навигационной системы $\sigma_{\text{нс_треб}} = \sqrt{\sigma_{\text{доп}}^2 - \sigma_{\text{пил}}^2} = \sqrt{0.891 - 0.214} = 0.822$ км.

На рис. 3 показаны рабочие области маяков, рассчитанные двумя способами (светлым цветом обозначена рабочая область: в ее пределах погрешность определения координат не превышает предельно допустимой величины для данного типа воздушного пространства).

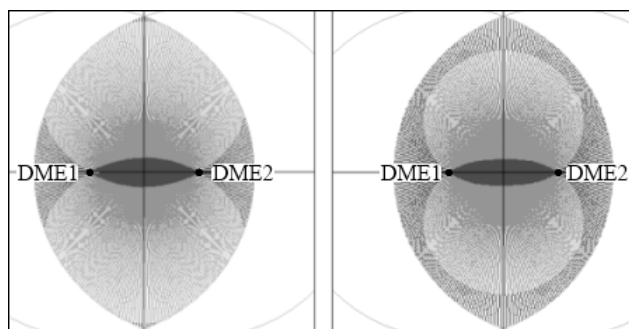


Рис. 3. Рабочая область для RNT 1:
слева - рассчитанная по методике ИКАО, справа - методом, описанным в статье

Анализ рисунка показывает, что применяемый в настоящее время метод расчета РО занижает значение погрешности определения координат.

Из этого можно сделать вывод о необходимости внедрения новых методик расчета РО радионавигационных средств.

Используемые выше параметры: погрешности и дальность действия маяков, соответствовали идеальному случаю. На практике зоны действия имеют сложную форму, зависящую от рельефа вокруг антенны и параметров атмосферы. Погрешности маяков также не одинаковы, кроме того существуют определенные трудности при их определении, так как при летных проверках радиодальномеров измеряется только СКП определения дальности, и не проводится анализ нарастания ошибки по мере удаления самолета от маяка.

Применяемые в настоящее время методы расчета рабочих областей при навигации по двум маякам DME построены на упрощенных моделях. Правило 30°/150° ограничивает размеры рабочей области директивно, величина погрешности при этом роли не играет. С другой стороны, распределение погрешности измерения координаты принято круговым, что отрицательно сказывается на точности расчетов. Применение описанного в статье подхода позволяет с большей точностью рассчитывать форму и размеры области, где с заданной вероятностью находится самолет, а также форму и размеры рабочей области маяков DME.

ЛИТЕРАТУРА

1. Соболев Е.В. Организация радиотехнического обеспечения полетов. - Ч. 1. Основные эксплуатационные требования к авиационным комплексам навигации, посадки, связи и наблюдения: учеб. пособие. - СПб.: СПбГУ ГА, 2007.
2. Doc. 9613-AN/937. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN).
3. Проект приказа Минтранса России «Об утверждении Инструкции по построению схем полётов на маршруте и в районе аэродрома при использовании методов зональной навигации» [Электронный ресурс]. URL: http://www.mintrans.ru/documents/detail.php?ELEMENT_ID=17829.
4. Марьин Н.П., Столяров Г.В. Обзор и обсуждение требований к аэронавигации. Новости навигации. - 2006. - № 1.
5. Астафьев Г.А., Шебашевич Г.С., Юрков Ю.А. Радиотехнические средства навигации летательных аппаратов. - М.: Сов. радио, 1962.
6. Stellios P. Mertikas (1985). "Error distributions and accuracy measures in navigation: an overview". Geodesy and geomatics engineering UNB, technical report № 113.

DETERMING SHAPE AND SIZES OF AN EFFECTIVE RANGE IN CASE OF DME-DME NAVIGATION

Sobolev E.V., Rubtsov E.A.

The paper examines a method of determining shape and size of an effective range in case of DME/DME navigation. Offered method allows to get a characteristics of the error ellipse, thus it allows to get full information about error distribution. The size of an effective range can be determined with geometrical and probabilistic methods.

Key words: error ellipse, effective range, DME.

Сведения об авторах

Соболев Евгений Владимирович, 1949 г.р., окончил ЛИАП (1972), кандидат технических наук, доцент кафедры радиоэлектронных систем, автор более 100 научных работ, область научных интересов - безопасность полетов при ОрВД и оптимальная обработка информации в БНК.

Рубцов Евгений Андреевич, 1988 г.р., окончил Санкт-Петербургский университет гражданской авиации (2010), аспирант кафедры радиоэлектронных систем, область научных интересов – безопасность полетов при ОрВД.

УДК 621.396.96:621.396.26

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ И ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ СРЕДСТВ МНОГОПОЗИЦИОННЫХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ДЛЯ АЭРОДРОМНЫХ АС УВД

А.В. ПРОХОРОВ, Г.В. СТОЛЯРОВ, Д.С. БОНДАРЬ

Рассматриваются вопросы, связанные с применением многопозиционных систем наблюдения в аэродромных системах управления воздушным движением. Проводится анализ требований нормативных документов к МПЧН. Приводятся алгоритмы обработки сигнальной информации для МПЧН.

Ключевые слова: МПЧН, MLAT, ADS-B.

1. Концепция развития средств наблюдения за воздушной обстановкой в аэродромной зоне

В соответствии с концепцией CNS/ATM наиболее перспективным методом получения данных о воздушном движении признано автоматическое зависимое наблюдение (ADS) на базе цифровых линий передачи данных (ЛПД). Автоматическое зависимое наблюдение (АЗН) - метод наблюдения, в соответствии с которым воздушные суда (ВС) автоматически предоставляют по ЛПД конкретному (при ADS-C и ADS-A) или любому (при ADS-B) потребителю информацию, полученную от бортовых пилотажно-навигационных комплексов ВС [1].

В 2002 г. была утверждена «Концепция совершенствования наблюдения в интересах гражданской авиации РФ», которая согласуется с концепцией CNS/ATM, программами SESAR (Европа) и NextGen (Соединенные Штаты) и «Стратегией наблюдения для Европейской конференции по вопросам гражданской авиации». В соответствии с этим АЗН определено основным элементом будущих систем УВД.

Концепция совершенствования наблюдения в интересах ГА РФ основывается на использовании рационального сочетания различных технологических решений в условиях конкретного географического района. В качестве базовых технологий в Концепции рассматриваются: первичный обзорный радиолокатор - ПОРЛ; вторичный обзорный радиолокатор - ВОРЛ; РЛС обзора летного поля - РЛС ОЛП; АЗН режима В ADS-B; АЗН режима С ADS-C.

В Концепции рассматриваются следующие типы условий наблюдения: воздушное пространство, в котором до появления ADS-B наблюдение будет обеспечиваться традиционными ПОРЛ/ВОРЛ; воздушное пространство, где радиолокационная структура отсутствует или нецелесообразна; движение по аэродрому; наблюдение на борту ВС.

Долгосрочная цель концепции состоит в том, чтобы в РФ было развернуто ADS-B в качестве основного метода наблюдения в целях организации ВД. При этом очевидно, что реализация такого широкомасштабного решения потребует продолжительного времени. Одной из основных причин этого является необходимость оснащения всех ВС достаточно дорогостоящим оборудованием ADS-B. Ситуация осложняется также тем, что средства ADS-B и традиционные аэродромные и трассовые радиолокационные комплексы используют принципиально разные технологии. Однако существует технология, которая позволит совместить и взаимоувязать применение ADS-B с традиционной системой радиолокационного наблюдения. Применение многопозиционных систем наблюдения (МПЧН), или систем мультилатерации (MLAT), позволит осуществить переход к технологии ADS-B без существенного изменения бортового оборудо-

дования и наземной инфраструктуры. Это подтверждается материалами проходившей 6-8 сентября 2011 года в Мехико конференции ИКАО, в соответствии с которыми прогнозируется развитие и рост количества многофункциональных комплексных систем ADS-B+MLAT [2].

2. Применение систем мультилатерации

Внедрение аэродромных систем ADS-B+MLAT позволит обеспечить контроль воздушного движения в аэродромной зоне при снижении норм продольного и вертикального эшелонирования, обеспечить решение задачи обнаружения потенциально-конфликтных ситуаций в воздухе, контроль ВС заходящих на посадку, в том числе на параллельные взлетно-посадочные полосы (ВПП), контроль за движением ВС и транспортных средств по летному полю, обеспечить автоматизацию аэронавигационных сборов за обслуживание на аэродроме [2]. Применение комбинированной системы ADS-B+MLAT на аэродромах с параллельными ВПП позволяет повысить пропускную способность аэродрома на 30% при сохранении заданного уровня безопасности полетов [2].

Наряду с обеспечением контроля воздушного пространства и управления движением по лётному полю аэродрома (A-SMGCS – Advanced Surface Movement Guidance and Control Systems) МПЧН находит ещё ряд применений.

На основе MLAT может быть построена система контроля точности выдерживания высоты (HMU - Height Monitoring Units), обеспечивающая измерение высоты ВС и передачи данных в региональное мониторинговое агентство.

Мультилатерационное наблюдение за положением ВС относительно курса посадки и глиссады может быть использовано для вывода ВС на ВПП, т.е. для построения на основе MLAT системы посадки ВС.

В настоящее время наблюдается тенденция объединения МПЧН в «широкозонные» (Wide Area Multilateration) интегрированные системы. Примером может служить программа реализации технологии WAM в Намибии, где контроль воздушного пространства над территорией Западной Африки площадью 320000 кв. миль обеспечивается сетью из 36 отдельных МПЧН, разнесённых друг относительно друга. Австрия, Чешская Республика и Швеция опубликовали планы объединения существующих МПЧН в интегрированную WAM систему [2].

По сравнению с радиолокаторами МПЧН имеет ряд преимуществ: 1) формирование зоны наблюдения не зависимо от рельефа местности; 2) высокая точность и скорость обновления информации; 3) совместимость с ADS-B; 4) не предъявляются дополнительные требования к бортовому оборудованию ВС; 5) высокая надежность, отсутствие вращающихся механических элементов; 6) небольшие габариты и вес; 7) низкий расход электроэнергии; 8) низкая стоимость оборудования; 9) низкие расходы на эксплуатацию и обслуживание.

Применение МПЧН особенно востребовано в горных районах, где рельеф не позволяет применять традиционные радиолокаторы, в ряде случаев при этом повышается эффективность обеспечения полетов за счёт снижения затрат на оборудование и эксплуатационных издержек.

МПЧН также является удобным решением для контроля воздушного движения вертолетов над поверхностью моря между нефтедобывающими платформами при разработке шельфовых месторождений.

3. Требования нормативных документов ИКАО, Евроконтроля и ФАП РФ к МПСН

3.1. Требования к МПСН в аэродромной зоне

Во всех материалах ИКАО и Евроконтроля отмечается, что МПСН по назначению должны удовлетворять требованиям, предъявляемым к аналогичным системам. Таким образом, МПСН аэродромной зоны должна удовлетворять требованиям Приложения 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. - Т. IV. Системы обзорной радиолокации и предупреждения столкновений [3]. На основе Приложения 10, а также ряда других документов ИКАО Евроконтроль разработал минимальные требования к широкозонным многопозиционным системам контроля воздушного пространства на воздушных трассах и в аэродромной зоне ED-142 [4].

В соответствии с ФАП воздушное пространство (ВП) района аэродрома определяется нормативными документами для каждого конкретного аэродрома.

В соответствии с ED-142 МПСН должна работать в режимах А/С и S системы вторичной радиолокации (ВРЛ) и обеспечивать выполнение следующих требований: 1) вероятность обнаружения ВС должна быть не менее 97%; 2) вероятность ложного обнаружения ВС не должна превышать 0,1%; 3) вероятность получения информации о бортовом номере не менее 99%; 4) вероятность получения кода в режиме А не менее 98%; 5) вероятность получения кода в режиме С не менее 96%; 6) вероятность ложного обнаружения кодов не должна превышать 0,1%; 7) СКО определения горизонтальных координат не должна превышать 150 м; 8) временная задержка передачи информации в МПСН не должна превышать 500 мс; 9) время обработки информации с момента приема сигнала не должна превышать 1с; 10) интервал обновления информации должен быть не менее 5 секунд с вероятностью 95%; 11) максимально допустимый интервал обновления информации должен быть не более 15 секунд с вероятностью 95%; 12) вероятность возникновения максимально допустимого интервала обновления информации не должна превышать 0,1%; 13) время взятия на сопровождение (обнаружение и завязки трассы) нового ВС не должно превышать 25 секунд с вероятностью 99%; 14) время взятия на сопровождение (обнаружение и завязки трассы) взлетающего ВС не должно превышать 15 секунд с вероятностью 99%; 15) МПСН должна обеспечивать обслуживание не менее 250 ВС.

Кроме того, МПСН должна обеспечивать определение: а) горизонтальных координат в аэродромной декартовой системе координат (СК); б) координат широта и долгота в геодезической СК WGS-84; в) скоростей и ускорений по осям аэродромной декартовой и геодезической WGS-84 СК; г) СКО и ковариаций координат ВС в аэродромной декартовой и геодезической СК; д) барометрической высоты; е) расчетной высоты для областей, где она доступна для определения с достаточной точностью; ж) истинной высоты в СК WGS-84 и ее СКО.

Для обеспечения целостности МПСН должен формироваться признак «принято или искажено» информации поступающей с борта ВС: а) идентификации ВС; б) барометрической высоты полета (приоритет имеет высота полета в режиме S); в) бортового номера ВС.

3.2. Требования к МПСН в зоне захода на посадку

В настоящее время требования к МПСН в зоне захода на посадку (зона точного наведения по ИКАО) находятся в стадии разработки. В соответствии с рекомендациями ИКАО в этом случае необходимо руководствоваться требованиями к средствам, выполняющими данные функции. В ГА контроль за движением ВС в зоне захода на посадку осуществляется с помощью посадочных радиолокаторов (ПРЛ), которые обеспечивают измерение дальности до ВС, отклонение ВС по курсу от посадочной прямой и отклонение ВС от заданной глиссады снижения. Требования ФАП РФ [5] к ПРЛ практически идентичны требованиям ИКАО.

В табл. 1 приведены требования к ПРЛ из ФАП «Сертификационные требования» [5].

Таблица 1

Требования к основным характеристикам ПРЛ

№ п/п	Наименование характеристики	Ед. изм.	Норматив
1	Дальность действия, не менее	км	17
2	Углы обзора пространства, не менее а) антенна курса: по азимуту б) антенна глиссады - по углу места	град град	20 7
3	Максимально допустимая ошибка в определении расстояния от ВС до расчетной точки приземления, не более	м	30 м +3% расстояния от ВС до точки приземления
4	Максимально допустимая ошибка в определении отклонения ВС от линии курса, не более	м	0,6% расстояния от антенны ПРЛ до ВС плюс 10% бокового отклонения от линии курса либо 9 м (брать большую величину)
5	Максимально допустимая ошибка в определении отклонения ВС от заданной траектории снижения, не более	м	0,4% расстояния от антенны ПРЛ до ВС плюс 10% вертикального отклонения от заданной траектории снижения либо 6 м (брать большую величину) курса
6	Разрешающая способность, не хуже: - по дальности - по курсу - по углу места	м град град	120 1,2 0,6
7	Обновления информации, не более	с	1
8	Диапазон рабочих волн	см	3

Примечание: Норматив в п. 1 установлен для ВПО $\geq 0,8$ при ВЛТ=10⁻⁶ по ВС с ЭОП=15 м².

3.3. Требования к МПСН в зоне посадки ВС

Посадка ВС состоит из двух участков: воздушного участка, включающего планирование, выравнивание, выдерживание и парашютирование, и наземного участка – пробега по ВПП. Высота начала посадки четко не определена, но может начинаться с момента принятия пилотом решения о посадке.

Границей между воздушным участком и пробегом является приземление. Выравнивание – плавный переход самолета от планирования к выдерживанию – начинается на высоте 8-10 м и заканчивается на высоте 0,5-1 м; оно служит для погашения вертикальной скорости снижения, которую самолет имел на планировании. Выдерживание имеет целью погасить скорость до нормальной посадочной и выполняется с постепенным приближением самолета к земле. К концу выдерживания самолет должен находиться на высоте 0,25 - 0,5 м (считается от колес). Когда подъемная сила становится меньше веса самолета, начинается парашютирование - снижение с возрастающей вертикальной скоростью с высоты конца выдерживания. Заключительный этап посадки – пробег по ВПП.

Таким образом, при обосновании требований к точностным и пространственным характеристикам МПСН в зоне посадки необходимо руководствоваться двумя документами, регламентирующими требования к средствам наблюдения:

- до касания ВС поверхности ВПП требованиями к ПРЛ;
- на этапе пробега ВС по ВПП руководствоваться требованиями, предъявляемыми к системам контроля движения на аэродроме (системы А-SMGCS).

Требования, предъявляемые к системам А-SMGCS, изложены в документе Евроконтроля ED-117 [6]. При этом, до касания ВС поверхности ВПП необходимо измерять три координаты

ВС, а в соответствии с ED-117 системы A-SMGCS должны обеспечивать определение координат ВС в горизонтальной плоскости.

Документ ED-117 устанавливает зону действия систем A-SMGCS до 5 nm. Это необходимо для того, чтобы диспетчер посадки имел возможность контролировать посадку ВС в зависимости от занятости полосы, так как ПРЛ имеются не на всех аэродромах ГА. Таким образом, требования к системам контроля на этапе захода на посадку и посадки пересекаются. Системы A-SMGCS должны обеспечивать точность определения координат ВС на плоскости (СКО), равную 7 м [6].

Контроль и управление ВС при посадке по приводным радиостанциям (ОСП) с радиолокационной системой посадки (РСП) ограничены дальностью видимости, равной 1500 м, и высотой полета ВС до 60 м при угле наклона глиссады 2,45 гр. Связано это с точностными характеристиками ПРЛ и необходимым временем на передачу сообщения пилоту команд с момента обнаружения сверхдопустимого отклонения ВС от заданной траектории движения. Задержка с момента обнаружения отклонения ВС до выполнения команды пилотом составляет 5-6 с. Таким образом, с удаления 1500 м до окончания пробега ВС по ВПП необходимо руководствоваться требованиями документа ED-117.

4. Алгоритмы обработки сигнальной информации для МПСН в аэродромной зоне, зоне захода на посадку и посадки ВС

На рис. 1, 2 приведены схемы, поясняющие работу аэродромной МПСН. В запросчике системы 4 формируется запросный сигнал 6, который излучается в аэродромной зоне. На рис. 2 запросчик 4 и один из приемников 5 совмещены. После получения запросного сигнала в бортовом приемоответчике 8 формируется и излучается ответный сигнал 7. Ответный сигнал 7 принимается приемниками 5 МПСН. Ответный сигнал с выхода приемников 5 передается по линиям связи на вход вычислителя 9. В вычислителе 9 фиксируется время прихода сигнала с каждого приемника 5 и определяется время прихода сигнала в каждый приемник.

При этом все приемники 5 снабжаются аппаратурой высокоскоростной передачи данных, например, по оптоволокну или воздушным линиям связи типа «WiMax». При установке приемников 5 должно быть точно определено их местоположение в аэродромной СК, что можно обеспечить с помощью лазерного теодолита. Таким образом, будет точно известно расстояние L_i от приемников до вычислителя, а значит, время передачи информации может быть учтено при расчетах местоположения ВС. Все приемники 5 линиями связи сопрягаются с центральным вычислителем, в котором фиксируется время прихода сигнала с каждого приемника 5 с момента посылки запросного сигнала. Вычитая время распространения сигнала от каждого приемника 5 до вычислителя, определяется время распространения сигнала от запросчика до соответствующего приемника 5.

Уравнение дальности для распространения сигнала с момента запроса и до получения ответного сигнала i -м приемником 5 определяется следующим выражением

$$d_i + d_0 = \sqrt{(x - x_{mi})^2 + (y - y_{mi})^2 + (z - z_{mi})^2} + \sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} + c\tau,$$

где d_i - дальность от ВС до i -го приемника; d_0 - дальность от запросчика до ВС; x_{mi} - координаты приемников ответных сигналов; x_3 - координаты запросчика; τ - задержка ответного сигнала в бортовом ответчике; c - скорость света.

В каждый временной отрезок входит задержка ответчика τ . Для определения местоположения ВС, а также исключения влияния задержки ответчика, можно воспользоваться известным разностно-дальномерным методом. Для применения разностно-дальномерного метода необходимо иметь четыре приемника 5, при этом один из приемников 5 целесообразно размещать вместе с запросчиком 4. Определив разность дальностей между различными парами приемников 5, можно получить систему трех уравнений с тремя неизвестными, в которой отсутствует задержка бортового ответчика и дальность от запросчика до ВС.

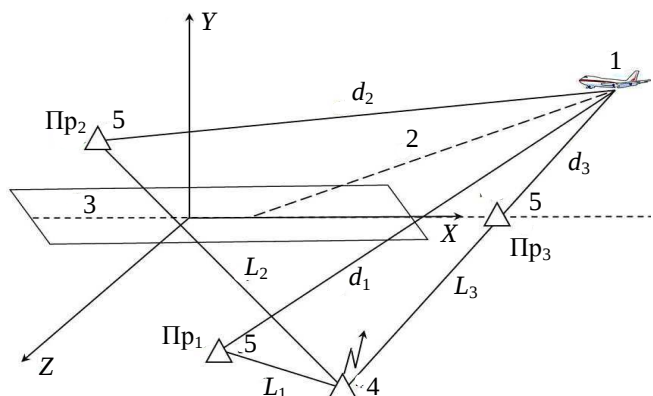


Рис. 1

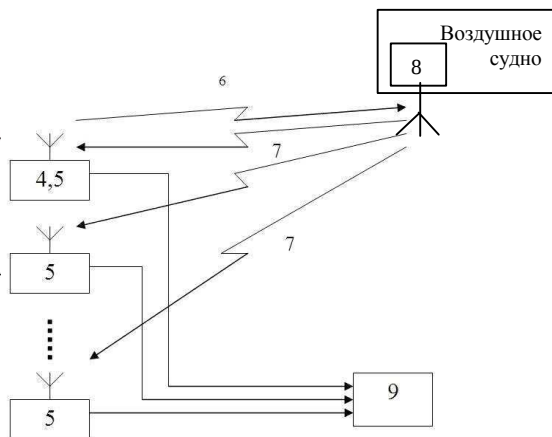


Рис. 2

Разностно-дальномерные уравнения могут быть представлены как

$$c\tau_{ij} = \sqrt{(x - x_{mi})^2 + (y - y_{mi})^2 + (z - z_{mi})^2} - \sqrt{(x - x_{mj})^2 + (y - y_{mj})^2 + (z - z_{mj})^2}, \quad \tau_{ij} = t_i - t_j,$$

где $i, j=1, 2, 3, 4$, t_i - время прихода ответного сигнала на соответствующий приемник с момента излучения запросного сигнала; x, y, z - координаты ВС.

Из системы уравнений численными методами могут быть найдены координаты ВС.

Анализ состояния многопозиционных систем наблюдения, требований, предъявляемых к ним нормативными документами, а также алгоритмов обработки сигнальной информации показывает принципиальную возможность реализации средств МПСН отечественного производства.

В ряде случаев МПСН могут заменить традиционные радиолокаторы, их применение особенно востребовано в районах со сложным рельефом, в горах, а также при управлении воздушным движением вертолетов над поверхностью моря между нефтедобывающими платформами при разработке шельфовых месторождений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Международные стандарты и рекомендуемая практика. Авиационная электросвязь. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Системы передачи цифровых данных. - 1-е изд. - Монреаль: ИКАО, 1995 (с учетом поправки 76 от 01.11.01). - Т. III. - Ч. 1.
2. Implementation of MLAT/ADS-B System. ICAO/FAA Workshop on ADS-B and Multilateration Implementation. Mexico-City, September, 6, 2011. ERA beyond radar.
3. Международные стандарты и рекомендуемая практика. Авиационная электросвязь. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Системы обзорной радиолокации и предупреждения столкновений. - 2-е изд. - ИКАО, 1998. - Т. IV.
4. Technical specification for Wide Area Multilateration (WAM) systems. ED-142, September, 2010.
5. Федеральные авиационные правила. Радиотехническое обеспечение полетов и авиационная электросвязь. Сертификационные требования. - М., 1999.
6. EUROCAE «Minimum operational performance specification for mode S use in advanced surface movement guidance and control systems», (A-SMGCS), ED-117, November, 2003.
7. Кондратьев В.С., Котов А.Ф., Марков Л.Н. Многопозиционные радиотехнические системы / под ред. проф. В.В. Цветнова. - М.: Радио и связь, 1986.

**THE ANALYSIS OF THE CONDITION AND ESTIMATION OF POSSIBILITY
OF REALIZATION OF MEANS OF MULTILATERATION SYSTEMS
FOR AUTOMATED SYSTEMS OF AIR TRAFFIC MANAGEMENT FOR AIRPORTS**

Prokhorov A.V., Stolyarov G.V., Bondar D.S.

The questions, connected with application of Multilateration systems in systems of air traffic management are considered. The analysis of requirements of standard documents to MLAT is carried out. An algorithm of processing of the alarm information for MLAT is given.

Key words: MLAT, ADS-B.

Сведения об авторах

Прохоров Александр Валентинович, 1946 г.р., окончил Рязанский радиотехнический институт (1969), действительный член Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронных систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – радиотехнические системы управления воздушным движением, техническая эксплуатация воздушного транспорта, проблемы международного образования.

Столяров Геннадий Владимирович, 1949 г.р., окончил адъюнктуру ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1984), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заслуженный военный специалист России, главный конструктор ОКР «Рейс-2000», автор более 100 научных работ, область научных интересов – системы и средства автоматизации УВД, радиолокации, радионавигации и посадки.

Бондарь Дмитрий Сергеевич, 1986 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2009), ведущий инженер ОАО «НПО «ЛЭМЗ», автор около 10 научных работ, область научных интересов – системы УВД.

УДК 629.735.017

ВОЗМОЖНЫЙ МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ НА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТЬ СИСТЕМЫ

Н.А. СЕВЕРЦЕВ, А.В. БЕЦКОВ, И.В. ПРОКОПЬЕВ

Рассмотрен метод безопасной работоспособности системы в зависимости от наличия критических элементов (в смысле надежности) и определения их среднего количества, влияния на устойчивость функционирования системы.

Ключевые слова: работоспособность системы, неотказоустойчивая система, надежность, гарантоспособность, биномиальные вероятности, показатели безотказности.

Вначале заметим, что при выполнении своего предназначения отказоустойчивая система является более безопасной, чем столь же надежная, но неотказоустойчивая. Отказоустойчивость в определенном смысле является гарантией выполнения системой своего функционального предназначения. В отказоустойчивости системы необходимы две составляющие, такие как:

- 1) структурная избыточность разного рода, позволяющая системе сохранять безопасную работоспособность и после возникновения отказов на главных элементах системы;
- 2) средства обнаружения, локализации и устранения неисправностей в системе, которые можно отнести в некотором роде к избыточности.

Эти составляющие могут быть пассивными и активными. Если отказы могут быть парированы самой системой в некоторый момент времени, без прекращения функционирования, то этот аспект можно назвать статическим. Статическая отказоустойчивость обеспечивается избыточностью структуры системы. Наличие средств обнаружения, локализации и устранения неисправностей при наличии структурной избыточности позволяет восстанавливать отказавшие элементы без прекращения функционирования и характеризовать отказоустойчивость числом отказов элементов парируемых системой за время с начала функционирования до первого отказа системы в целом.

Этот аспект отказоустойчивости назовем динамическим. Подчеркнем различие между надежностью и гарантоспособностью: система может быть высоконадежной, но не давать гарантий безопасной работоспособности.

Понятие "гарантоспособность" по смыслу то же, что и безопасность, поскольку при наличии гарантии система работает с выполнением предписанных ей требований, то это следует понимать, что угрозы (опасности) неконтролируемого отклонения поведения системы от предписанного отсутствуют. Понятие (термин) «надежность» хотя и имеет изначальный смысл - «способность оправдать надежды», но оно используется во вполне определенном и несколько отличном от указанного значении, а понятие «безопасность» (термин) использоваться должен тогда, когда речь идет об угрозе в различных направлениях (жизнь людей, экология, техногенные катастрофы и пр.).

Рассмотрим систему с независимым восстановлением ее элементов и определим, в какой мере их безотказность обусловлена способностью сохранять работоспособность системы при отказах элементов (отказоустойчивостью), а в какой мере – безотказностью элементов системы, а также в какой мере отказоустойчивость, в свою очередь, обусловлена избыточностью структуры, а в какой мере – режимом восстановления элементов, т.е. их готовностью.

Понятие критического (обобщенного) элемента. Критический элемент – это элемент, отказ которого приводит к отказу всей системы при заданном состоянии всех элементов системы. Определим структурную функцию критического элемента.

$$\gamma_1[\bar{x}] = \begin{cases} 1, & \text{если при заданном } \bar{x} \in B^u \text{ элемент 1 является критическим,} \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}$$

$$\text{Тогда [2]} \quad \gamma_1(\bar{x}) = x_1 \partial Q / \partial x_1 = Q(\bar{x}) - Q(0, \bar{x}). \quad (1)$$

Допустим, что компоненты вектора $\bar{x} \in B^u$ являются бинарными случайными величинами с распределением $p\{x_1=1\}=P_1$, $p\{x_1=0\}=q_1$, $1 = \overline{1, n}$, и определим вероятность того, что элемент с номером 1 в системе будет критическим. В соответствии с (1)

$$p\{\gamma_1 = 1\} = MQ(\bar{x}) - MQ(0, \bar{x}) = R(\bar{P}) - R(0, \bar{P}) = P_1 \times \partial R / \partial P_1, \quad (2)$$

где $\bar{P} = \{P_1, P_2, \dots, P_n\}$.

Для систем, элементы которых не восстанавливаются: $\bar{P}$ - вектор вероятности безотказной работы элементов; $R(\bar{P}) = MQ(\bar{x})$ - вероятность безотказной работы системы; $R(0, \bar{P}) = MQ(0, \bar{x})$ - вероятность безотказной работы системы при условии, что элемент под номером 1 отказал, а точнее, является ненадежным.

Для систем, элементы которых восстанавливаются после отказа: $\bar{P}$ - вектор коэффициентов готовности элементов; $R(\bar{P})$ - коэффициент готовности системы, при условии, что коэффициент готовности элемента 1 равен нулю. Величина $I_b(1, \bar{P}) = \partial R / \partial P_1 = R(1, -\bar{P}) - R(0, \bar{P})$ известна [2] как важность элемента, которую мы назовем значимостью элемента № 1. Вероятность $p\{\gamma_1=1\}$ называется вкладом этого элемента в надежность системы. Поскольку $p\{\gamma_1=1\}$ характеризует вклад (важность) элемента № 1 в надежность системы, постольку же она характеризует и устойчивость системы к отказу этого элемента. Вероятность $p\{\gamma_1=1\}$ является системной характеристикой, а вероятность того, что элемент № 1 является критическим при условии, что система работоспособна в силу (1), (2), равна

$$\begin{aligned} \alpha_1(\bar{P}) &= P\{\gamma_1 = 1 / Q = 1\} = P\{\gamma_1 = 1\} / R(\bar{P}) = 1 - R(0, \bar{P}) / R(\bar{P}) = \\ &= P_1 / R(\bar{P}) \times \partial R / \partial P_1 = \partial \ln R / \partial \ln P_1. \end{aligned} \quad (3)$$

Вероятность $\alpha(\bar{P})$ есть вероятность того, что система окажется неустойчивой к отказу элемента № 1, и следовательно, характеризует устойчивость системы к отказу этого элемента, являясь, как следует из (3), показателем чувствительности логарифма системного показателя надежности к изменению логарифма показателя надежности элемента.

Среднее число критических элементов в работоспособной системе можно вычислить по формуле

$$\alpha(\bar{P}) = \sum_{i=1}^u \alpha_i(\bar{P}). \quad (4)$$

Соответственно среднее число элементов, при отказе которых система сохраняет работоспособность, равно $\bar{\alpha}(\bar{P}) = n - \alpha(\bar{P})$. Величина $\alpha(\bar{P})$ позволяет построить количественный критерий отказоустойчивости системы. Систему будем считать отказоустойчивой, если

$$\alpha(\bar{P}) < 1. \quad (5)$$

Чем меньше среднее число критических элементов в работоспособной системе, тем более она является отказоустойчивой. На основании (4) можно записать неравенство

$$P\left\{\bigcup_{i=1}^n \gamma_i = 1\right\} \leq \alpha(\bar{P}). \quad (6)$$

Это неравенство показывает, что вероятность наличия хотя бы одного критического элемента в системе не превышает $\alpha(\bar{P})$.

Вычислим значение $\alpha(\bar{P})$, например, для параллельного соединения n элементов.

$$R(\bar{P}) = 1 - \prod_{i=1}^n q_i; \quad R(0, P) = 1 - R(\bar{P})/q_0; \quad i = \overline{1, n}. \quad (7)$$

Подставляя (7) в (3), а затем (3) в (7) и после преобразований получим

$$\alpha(\bar{P}) = (1 - R(\bar{P})) \sum_{i=1}^n P_i / (q_i, R(\bar{P})). \quad (8)$$

В любой системе с понижением надежности элементов среднее число критических элементов в работоспособной системе будет возрастать. Если обозначить $q = \max_1 q_1$, тогда

$$\alpha(\bar{P}) \leq u(1-q)q^{n-1}/(1-q^n) = 1 + (nq^{n-1} - (n-1)q^n - 1)/(1-q^n). \quad (9)$$

Исследуем функцию $f(q) = nq^{n-1} - (n-1)q^n - 1$. Поскольку $f(0) = -1, f(1) = 0$, и для любого q такого, что выполняется $f'(q) = n(n-1)q^{n-2}(1-q) \geq 0$, т.е. $f(q)$ не убывает, следовательно, $f(q) \leq 0$ для любого q такого, что $0 \leq q \leq 1$. Тогда в силу (9) $\alpha(\bar{P}) \leq 1$. Причем, если $P_i \neq 0, i = \overline{1, n}$, то неравенство $\alpha(\bar{P}) \leq 1$ становится строгим.

Таким образом, в соответствии с критерием (5) параллельные структуры из элементов с вероятностями безотказной работы, отличными от нуля, всегда отказоустойчивы.

Известно, что вероятности P_i зависят от времени состояния системы, т.е. $P_i = P_i(t), i = \overline{1, n}; \bar{p}(t) = P_1(t), P_2(t), \dots, P_n(t)$.

Допустим, что вероятность того, что система, будучи работоспособной в момент времени t , откажет на отрезке времени $[t, t + \Delta t]$ и она равна

$$\lambda_s(t) + \bar{0}(\Delta t) = \sum_{i=1}^n \lambda_i(t) \Delta t P\{\gamma_1 = 1/Q = 1\} + \bar{0}(\Delta t) = \sum_{i=1}^n \lambda_i(t) \alpha_i(\bar{p}(t)) \Delta t + \bar{0}(\Delta t). \quad (10)$$

Разделив обе части (10) на Δt и выполнив предельный переход $\Delta t \rightarrow \infty$, получим

$$\lambda_s(t) = \sum_{i=1}^n \lambda_i(t) \alpha_1(t), \quad (11)$$

где $\alpha_1(t) = \alpha_1(\bar{p}(t))$.

Рассмотрим следующие случаи.

1. Для системы, элементы которой не восстанавливаются после отказа: $\lambda_s(t)$ - интенсивность перехода системы из состояния работоспособности в состояние отказа; $\lambda_1(t)$ - интенсивность перехода элемента № 1 из состояния работоспособности в состояние отказа в стационарном режиме, т.е. $t \rightarrow \infty$: $\omega_s = \lim_{t \rightarrow \infty} \lambda_s(t)$ - параметр потока отказов системы; $P_1 = \lim_{t \rightarrow \infty} P_1(t)$ - стационарный коэффициент готовности элемента № 1; $\omega_1 = \lim_{t \rightarrow \infty} \lambda_1(t)$ - параметр потока отказов элемента № 1; $\alpha_1(\bar{P}) = \lim_{t \rightarrow \infty} \alpha_1(t)$ - стационарная вероятность критичности элемента № 1. Таким образом, для стационарного режима

$$\omega_s = \sum_{i=1}^n \omega_1 \alpha_1(\bar{P}). \quad (12)$$

Выражения (11), (12) связывают показатели безопасности системы $\lambda_s(t)$, ω_s с показателями ее устойчивости к отказам элементов $\alpha_1(t)$, $\alpha_1(\bar{P})$, $i = \overline{1, n}$ и показателями безотказности элементов $\lambda_1(t)$, ω_1 , $i = \overline{1, n}$.

2. Система из элементов равной надежности, для которой $\lambda_1(t) = \lambda(t)$, $\omega_1 = \omega$, $P_1(t) = P(t)$, $P_1 = P$, $i = \overline{1, n}$.

Вероятность безотказной работы системы в этом случае является функцией одной переменной $R(P)$. Тогда выражение (11) будет иметь вид

$$\lambda_s(t) = \lambda(t)\alpha_s(P(t)), \quad (13)$$

где $\alpha_s(P(t)) = R(P(t)) \times \partial R(P(t)) / \partial P(t)$ – среднее число критических элементов в работоспособной системе к моменту времени t .

3. Для систем из восстанавливаемых элементов в стационарном режиме ($t \rightarrow \infty$) $\omega_s = \omega\alpha_s(P)$. Тогда средняя наработка системы на отказ T_s может быть определена по формуле $T_s = \omega_s^{-1} = T_e / \alpha_s(P)$, где $T_e = \omega^{-1}$ – средняя наработка элемента на отказ. Обозначив $I_A = 1 / \alpha_s(P)$, получаем

$$T_s = T_e I_A. \quad (14)$$

Величину I_A назовем индексом средней наработки системы на отказ.

4. Для однородных систем среднее число критических элементов в работоспособной системе $\alpha_s(P)$ может быть вычислено (оценено) с помощью структурных вероятностей. Запишем

$$\alpha_s(P) = \sum_{k=1}^n P_k(Q) C_n^k P^k (1-P)^{n-k} (k - (n-k)P / (1-P)) / R(P), \quad (15)$$

где $k(P)$ вычисляется по формуле $k(Q, P) = \sum_{k=1}^n P_k(Q) \times b(n, k, P)$ [1]; p – вероятность безотказной работы системы; $b(n, k, p)$ – биномиальные вероятности, среднее число элементов в работоспособной системе.

После преобразования (15) получим $\alpha_s = n_k(p) - \bar{n}(p) / (1-p)$, где

$n_k(p) = \sum_{i=1}^n k P_k(Q) C_n^k P^k (1-P)^{n-k} / k(P)$ – среднее число элементов в работоспособной системе;

$\bar{n}(P) = nP$ – среднее число работоспособных элементов в системе независимо от ее работоспособности; $P_k(Q)$ – вероятность того, что система сохраняет работоспособность при выходе из строя $n-k$ элементов.

5. Для неоднородных систем показатели могут быть оценены методом структурных вероятностей. Таким образом, отказоустойчивость, как и работоспособность, есть свойство системы, гарантоспособности ее функционирования во времени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пирс У. Построение надежности вычислительных машин. - М.: Мир, 1968.
2. Рябинин И.А., Черкесов Г.Н. Логико-вероятностные методы исследования надежности структурно-сложных систем. - М.: Радио и связь, 1981.
3. Северцев Н.А., Бецков А.В. Введение в безопасность. - М.: ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, 2008.

A POSSIBLE METHOD OF RESEARCH OF INFLUENCE OF THE RELIABILITY OF THE COMPONENTS ON THE SYSTEM FAULT TOLERANCE

Severcev N.A., Beckov A.V., Prokopiev I.V.

The method of secure health system depending on the availability of critical elements (in the sense of reliability) and to determine their average quantity of influence on the stability of the system.

Key words: system efficiency, unfault-tolerant system, reliability, dependability, биномиальные probability, the rate of reliability.

Сведения об авторах

Северцев Николай Алексеевич, 1931 г.р., окончил Высшее военно-морское инженерное училище им. Крылова (1954), ВМА им. Крылова (1960), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки и техники РФ, заведующий отделом ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, автор более 300 научных работ, область научных интересов - математическая теория устойчивости, надежности и безопасности динамических систем.

Бецков Александр Викторович, 1968 г.р., окончил ХВВАУРЭ (1989), доктор технических наук, доцент кафедры УДСООП Академии управления МВД РФ, автор более 100 научных работ, область научных интересов - математическое моделирование, математическое и правовое обеспечение безопасности.

Прокопьев Игорь Витальевич, 1965 г.р., окончил ХВВАУРЭ (1986), кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела анализа нелинейных процессов и проблем безопасности ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, автор более 50 научных работ, область научных интересов - математическое моделирование, математическое и правовое обеспечение безопасности.

УДК 629.7.08:621.391

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ УРОВНЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Р.Н. АКИНШИН, И.Е. КАРПОВ, А.Д. САМСОНОВ

Разработана методика оценки уровня информационной безопасности в автоматизированной системе управления воздушным движением, позволяющая оценить доверительную вероятность обеспечения информационной безопасности в АС УВД в условиях неполноты исходной информации и существующих ограничений по времени принятия решения о составе системы защиты.

Ключевые слова: автоматизированная система, управление воздушным движением, информационная безопасность.

Для определения требуемого уровня информационной безопасности (ИБ) в автоматизированной системе (АС) управления воздушным движением (УВД) в условиях неполноты исходной информации и/или существующих ограничениях по времени принятия решения о составе системы защиты информации возможно применение широко развитых в настоящее время вероятностных подходов.

Ниже предлагаются методы, позволяющие определить допустимое значение вероятности обеспечения ИБ в АС УВД.

Пусть q – вероятность обеспечения ИБ при функционировании АС УВД. Обозначим через Z_ϕ – потери от несанкционированного вмешательства в функционирование системы, которые зависят от имеющегося в АС УВД уровня ИБ, соответствующего вероятности q . Будем считать, что Z_ϕ принимает максимальное значение при $q = 0$ (отсутствие системы ИБ) и равное нулю при $q=1$ («абсолютная» система ИБ). Таким образом, имеем функцию вида $Z_\phi = Z_\phi(q)$, $q \in [0,1]$.

Пусть Z_c – затраты на создание системы информационной безопасности, описываемые функцией вида $Z_c = Z_c(q)$, $q \in [0,1]$.

Эта функция является возрастающей функцией, которая при $q=0$ равна нулю, а при $q=1$ принимает максимальное значение. При разработке системы ИБ естественным требованием является минимизация затрат Z_ϕ и Z_c путем выбора значения вероятности q (граничные значения $q=0$ и $q=1$ не рассматриваются как не имеющие практического значения). Обратим внимание, что однокритериальные задачи выбора значения q $Z_\phi(q) \rightarrow \min_{0 < q < 1}$, $Z_c(q) \rightarrow \min_{0 < q < 1}$ не имеют ре-

шений, так как с ростом q затраты Z_ϕ убывают, а затраты Z_c возрастают. Для такого класса задач целесообразно опираться на двухкритериальную задачу оптимизации вида $(Z_\phi, Z_c) \rightarrow \min_{0 < q < 1}$.

Паретооптимальное решение этой задачи будем строить путём минимизации линейной свёртки [1] $L(q, \lambda) = \lambda Z_\phi(q) + (1 - \lambda) Z_c(q) \rightarrow \min_{0 < q < 1}$, где $\lambda \in (0,1)$ – параметр свёртки. Отметим,

что в отличие от существующей теории оптимизации по Парето [2] значения $\lambda=0$ и $\lambda=1$ не используются при построении паретооптимальных решений.

В случае непрерывных дифференцируемых функций Z_ϕ и Z_c имеем уравнение $d\lambda/dq = \lambda Z'_\phi(q) + (1 - \lambda) Z'_c(q) = 0$, решение которого имеет вид $q = q(\lambda)$, $\lambda \in (0,1)$, которое описывает множество паретооптимальных решений искомой задачи. Таким образом будем иметь $Z_\phi = Z_\phi(q(\lambda)) = \phi_\phi(\lambda)$, $Z_c = Z_c(q(\lambda)) = \phi_c(\lambda)$.

Исключая из полученных соотношений параметр λ , получаем множество паретооптимальных вариантов решений искомой задачи $(Z_\phi, Z_c) \rightarrow \min_{0 < q < 1}$ в пространстве критериев $Z_\phi = \Psi(Z_c)$.

Полученные соотношения показывают, что всегда можно найти такое значение q , при котором обеспечивается приемлемое значение потерь от нарушения ИБ и затрат на создание системы информационной безопасности. Проиллюстрируем рассмотренный подход.

Пусть при отсутствии системы ИБ ($q=0$) потери от несанкционированного вмешательства в работу АС УВД составляют C_1 единиц. Будем считать, что с ростом вероятности q значение потерь Z_ϕ уменьшается по экспоненциальному закону и при $q=1$ становится практически равным нулю. Этим требованиям удовлетворяет, например, функция $Z_\phi = C_1 e^{-\alpha q}$, графический вид которой представлен на рис. 1.

Параметр α можно найти из условия $\varepsilon = C_1 e^{-\alpha}$, где ε – достаточно малое заданное число, т.е. $\alpha = \ln(C_1 / \varepsilon)$.

График зависимости затрат Z_c на создание системы ИБ от вероятности обеспечения ИБ при функционировании АС УВД (q) представлен на рис. 2.

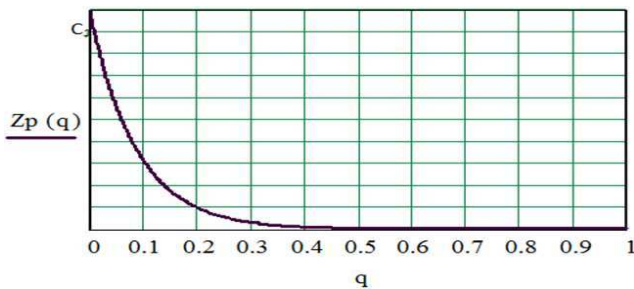


Рис. 1. Зависимость потерь от несанкционированного вмешательства в функционирование системы (здесь $Z_\phi(q) = Z_p(q)$) от вероятности успешного функционирования системы защиты в АС УВД (q) при $\varepsilon = 0,001$

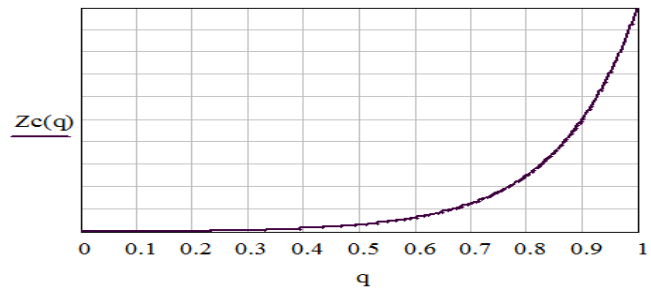


Рис. 2. Зависимость затрат на создание системы защиты в АС УВД (Z_c) от вероятности успешного функционирования системы защиты (q)

Таким образом, затраты на создание системы ИБ описываются зависимостью $Z_c(q) = C_2 e^{-\beta(1-q)}$, где C_2 – стоимость создания «абсолютной» системы ИБ, при которой уровень ИБ АС УВД $q=1$, параметр β будет равен $\beta = \ln(C_2 / \varepsilon)$.

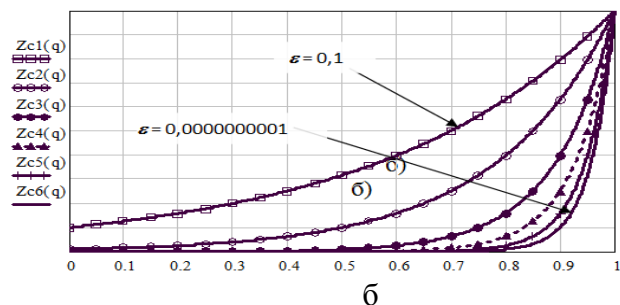
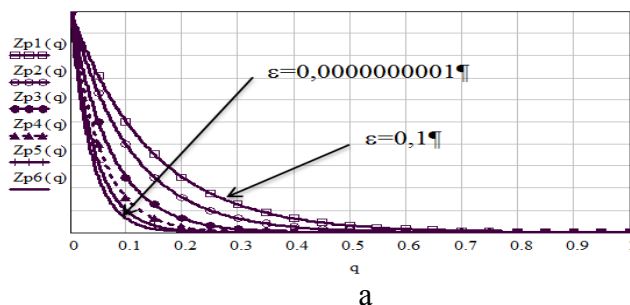


Рис. 3. Графики зависимостей: а - потери от несанкционированного вмешательства в функционирование системы (здесь $Z_\phi(q) = Z_p(q)$); б - затраты на создание системы ИБ АС УВД (Z_c) от вероятности успешного функционирования системы ИБ (q) при различных значениях параметра ε

Графики зависимостей $Z_\phi(q)$ и $Z_c(q)$ при различных значениях параметра $\varepsilon = \{0.1; 0.01; 0.0001; 0.000001; 0.00000001; 0.0000000001\}$ представлены на рис. 3.

Поскольку в приведенных выражениях используется малая величина ε , то необходимо выработать подходы к определению интервала ее допустимых значений.

Анализ зависимостей $Z_\phi(q)$ и $Z_c(q)$ при различных ε (рис. 3) показал:

- график зависимости $Z_{c1}(q)$ является некорректным, поскольку при затратах на разработку системы ИБ, равных 0, вероятность обеспечения ИБ $q \rightarrow 0$;
- при уменьшении ε наблюдается уменьшение значений функций $Z_\phi(q)$ и $Z_c(q)$ при одинаковом значении аргумента.

Естественным представляется допущение, что для АС, в которых обращается информация с более высоким грифом секретности, малая величина ε должна быть больше, чем для АС с более низким грифом. Можно предложить следующие интервалы варьирования величины ε (табл. 1).

Таблица 1

Значение малой величины ε в зависимости
от степени конфиденциальности обрабатываемой информации в АС УВД

Уровни управления в АС УВД	Основные должностные лица	Максимальный гриф обрабатываемой информации	Значение параметра ε
АС управления аэропорта	Начальник аэропорта, заместитель начальника, начальник штаба	СС	0,01
АС управления терминала	Начальник терминала	С	0,001
Отдельный оператор	Начальник смены	ДСП	0,00001

В связи с тем, что уровень ИБ, при котором $q=1$, является недостижимым, хотя разработчик именно его стремится обеспечить, значение C_2 можно формировать двумя путями: заданием разработчиком величины C_2 , при которой с его точки зрения будет достигнут максимально возможный уровень ИБ АС УВД (30-50% стоимости АС УВД), или выбор значения C_2 из практики разработки и функционирования «хорошо защищенных» АС УВД.

Если использовать введенные выше представления для функций $Z_\phi(q)$ и $Z_c(q)$, то «оптимизационное» уравнение примет вид $\beta(1-\lambda)C_2e^{-\beta(1-q)} - \alpha\lambda C_1e^{-\alpha q} = 0$, решая которое получим явный вид искомой зависимости $q(\lambda) = -[\ln(\beta(1-\lambda)C_2 / \alpha\lambda C_1) + \beta] / (\alpha + \beta)$, $\lambda \in (0,1)$.

Для определения допустимых значений параметра свёртки λ , входящего в это выражение, примем, что задано значение q^* , определяющее границу вероятности q , т. е. минимально допустимый с точки зрения уровня ИБ АС УВД. Тогда паретооптимальные значения вероятности $q(\lambda)$ должны удовлетворять неравенству вида $q^* \leq q(\lambda) \leq 1$. При этом минимальное значение $\lambda^* \in (0,1)$ определится из уравнения $q^* = [\ln(\beta(1-\lambda^*)C_2 / \alpha\lambda^* C_1) + \beta] / (\beta - \alpha)$, решая его, получим $\lambda^* = \beta C_2 e^{-\beta(1-q^*)} / [\alpha C_1 e^{-\alpha q^*} + \beta C_2 e^{-\beta(1-q^*)}]$.

Условие $q(\lambda) < 1$ даёт следующее ограничение на значение параметра λ : $\lambda^{**} = \beta C_2 / [\alpha C_1 e^{-\alpha} + \beta C_2]$, которое было получено из предыдущего выражения при замене q^* на $q(\lambda)=1$.

Исходя из вышеизложенного, множество значений вероятности обеспечения ИБ q получается путём варьирования значений параметра λ в интервале $[\lambda^*, \lambda^{**}]$.

Таким образом, предложенная методика позволяет конкретизировать значение доверительной вероятности обеспечения ИБ в АС УВД в условиях неполноты исходной информации и/или существующих ограничениях по времени принятия решения о составе системы защиты.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Моисеев Н.Н.** Математические задачи системного анализа. - М.: Наука, 1981.
2. **Подinovский В.В., Ногин В.Д.** Паретооптимальные решения многокритериальных задач. - М.: Наука, 1982.
3. **Кудрявцев Л.Д.** Курс математического анализа: учебник для студентов университетов и вузов: в 3 т. - 2-е изд. - М.: Высшая школа, 1989.

DIELECTRIC HYBRID-MODE MILLIMETER-WAVE REFLECTOR FEEDS

Akinshin R.N., Karpov I.E., Samsonov A.D.

The method for assessing the level of information security in an automated air traffic control system, which allows us to estimate the value of confidence in the information security of automated air traffic control system with incomplete initial information and restrictions on the time of the decision on the composition of the protection system.

Key words: automated system, air traffic control, information security.

Сведения об авторах

Акиншин Руслан Николаевич, 1980 г.р., окончил ТАИИ (2002), доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник СПП РАН, автор более 150 научных работ, область научных интересов – радиотехнические системы, информационная безопасность, методы обработки информации.

Карпов Иван Евгеньевич, 1984 г.р., окончил ТГУ (2008), начальник лаборатории Тульского института экономики и информатики, автор более 20 научных работ, область научных интересов – автоматизация процессов управления, вычислительная техника и информатика, информационная безопасность.

Самсонов Алексей Дмитриевич, 1961 г.р., окончил ВИИ им. А.Ф. Можайского (1983), кандидат технических наук, первый заместитель генерального директора ГосНИИ ГА, автор 19 научных работ, область научных интересов – транспортная и авиационная безопасность.

УДК 629.735.067:005

СИСТЕМНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ МЕТОДОЛОГИИ БЕЗОПАСНОСТИ

Н.А. СЕВЕРЦЕВ, А.В. БЕЦКОВ, И.В. ПРОКОПЬЕВ

С позиций системного анализа развита методология создания теории безопасности с учетом воздействия внутренних и внешних возмущений. Представлены в качественном виде показатели безопасности в пространстве состояний, методы построения схем формирования оценки безопасности на основе информации и деформации параметрической области безопасности при различных возмущениях.

Ключевые слова: обобщенное понятие опасности, внешние и внутренние воздействия, система управления, оценка безопасности системы, показатель безопасности, модифицированная граница, многоальтернативность, бифуркационные изменения, деформация параметрической области безопасности.

Начнем с того, что терминологии, обобщенной для различных отраслей науки и техники безопасности, нет, особенно в формализованной постановке. Есть понятие безопасности систем для каждой отрасли хозяйствования в философском – вербальном представлении, которое трактуется применительно к какому-либо объекту (системе), принадлежащему той или иной отрасли. Настоящая статья посвящена обобщенному понятию опасности независимо от принадлежности исследуемой системы (объекта).

Пусть имеется динамическая система, на которую действуют внешние и внутренние возмущения, при управлении системой. Весь спектр этих воздействий может привести систему к разрушению. Задача состоит в том, чтобы построить оценки, позволяющие в процессе работы системы численно определить угрозу распада системы. Очевидно, такая оценка должна быть построена на движении системы, т.е. представлять функционал, так как изменяющееся состояние системы может нести в себе информацию о приближении опасного порога функционирования системы.

Принципиальная схема формирования показателя безопасности J_b на основе всех информационных потоков представляется следующим образом (рис. 1).

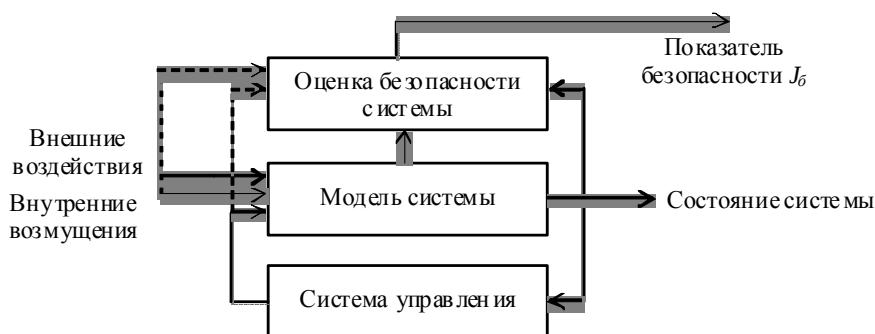


Рис. 1. Схема формирования оценки безопасности на основе информации

Например, увеличивающаяся амплитуда колебаний (качки) кораблю выше пределов остойчивости позволяет судить об угрозе его опрокидывания, т.е. когда центр тяжести (центр масс) окажется выше центра величины, т.е. центра гидростатического давления. В этом примере катастрофа (опрокидывание корабля) будет являться результатом изменения состояния корабля, а не причины, его вызвавшие.

Следовательно, все пространство состояний системы можно разделить на две области: одна будет составлять множество опасных для существования системы состояний C_o , а другой будут принадлежать все безопасные состояния C_b . Объединение этих множеств опишет все возможные состояния системы ($C = C_o \cup C_b$). Надо выделить две противоречивые тенденции при построении C_b . С одной стороны, чтобы гарантировать безопасность системы из этого множества следует исключить все режимы, которые могли бы приводить к ее деструкции, что означает – множество

надо сужать. Но ограничение допустимых состояний стесняет возможности функционирования, а следовательно, уменьшает возможности достижения целевого множества. Преодоление противоречия осуществляется поиском компромисса. В этом случае следует искать в удалении от границы безопасности, т.е. уменьшать область безопасности – наличие некоторого запаса безопасности и предоставить ЛПР время на парирование угроз, а также повысить уровень защищенности. Такой подход можно определить следующим образом: объективную оценку безопасности системы можно произвести, наблюдая ее состояние. Для этого следует построить подмножество безопасных состояний, выделив все режимы, приводящие к разрушению (потере гомеостаза) системы. Строго говоря, область безопасности может быть сформирована на основе полномасштабного моделирования работы системы с управлением в реальных условиях и действия на нее всевозможных возмущений. Для сохранения гомеостаза системы необходимо создать запас безопасности, введение которого обеспечивает уменьшение области безопасности.

Однако даже если построена модифицированная граница области безопасности с учетом запаса $\Gamma_{\text{бм}}$, то находить в пространстве S кратчайшее расстояние от текущего состояния системы, задаваемого вектором S , до границы $\Gamma_{\text{бм}}$ представляется затруднительным.

Во-первых, наличие модифицированной области $S_{\text{бм}}$ в пространстве состояний наиболее объективно свидетельствует об удаленности текущего режима работы системы от состояния, угрожающего его целостности. Однако для повышения временного ресурса для устранения неполадок в системе, для увеличения оперативности и качества управления было бы желательно располагать информацией о причинах, обуславливающих приближение состояния системы к опасной границе. Для этого рассмотрим факторы, определяющие появление опасных для системы режимов, т.е. требуется сделать анализ угроз, проникающих через единственный канал – через воздействие на систему. Например, лучше сделать профилактику судна «Булгария», выяснить все причины неполадок и устранить их, чем выходить в плавание с этими неустраненными неполадками (а их было много), дожидаться оверкиля судна с большими жертвами.

Во-вторых, необходимо определить показатели безопасности, имеющие большую физическую наглядность и меньшую сложность вычислений, нежели определение в пространстве состояний расстояния до границы (рис. 2).

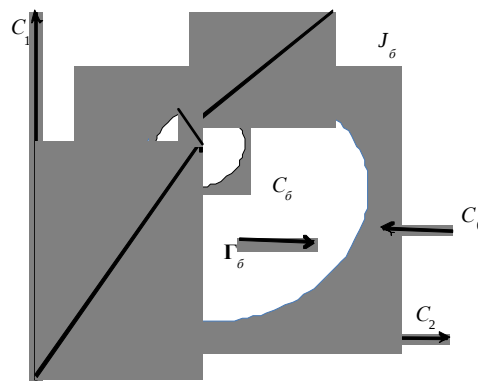


Рис. 2. Пространство состояний

Решение первой задачи базируется на рис. 1. Если раньше область безопасности строилась на основе информации о состоянии (выход модели), то теперь следует привлекать сведения о входных воздействиях, т.е. использовать каналы, изображенные пунктирными линиями. Это воздействия управления, внешние и внутренние воздействия. Об этих воздействиях подробно – это отдельные темы. Изложим их в кратком и основополагающем представлении. Итак, внутренние возмущения включают в себя изменения каналов передачи информации (структурные трансформации) и отклонения параметров от номинальных значений (параметрические возмущения). Неожиданная реорганизация структуры является самой опасной, так как особенно сильно влияет на динамическое состояние системы. Предвидеть подобные преобразования в

самоорганизующихся системах весьма сложно в силу их многоальтернативности и малой предсказуемости; такая задача имеет характер бифуркационных изменений. В искусственно созданных системах структура мало подвержена внезапным преобразованиям, так как они есть результат синтеза системы, воплощенного в реальность совокупностью технических решений, направленных именно на поддержание целостности системы. Что касается управлений как целенаправленных воздействий на динамику системы, то в искусственных системах они идентифицируются просто. В естественных системах понятие управления часто размыто. Тогда напрашивается вывод о том, что основную проблему при построении оценки безопасности составляют параметрические возмущения и внешние воздействия среды. Итак, будем исходить из предположения, что область безопасности $C_{\text{бм}}$ построена. Тогда задача заключается в пересчете этого подпространства пространства состояний в пространство входных воздействий – параметрических $C_{\text{бм}}^{\Pi}$ и внешних $C_{\text{бм}}^B$ возмущений. Однако такое решение затруднительно, так как из реакций системы трудно выделить их причинную обусловленность, т.е. установить вклад каждого возмущения в результат – состояние. Поэтому приходится обойтись без процедуры общего пересчета, а по отдельности строить области для каждого входного воздействия. Методически это заключается в нахождении соответствия границы $\Gamma_{\text{бм}}$ множества $C_{\text{бм}}$ границам в пространствах параметров и воздействия внешней среды – соответственно $\Gamma_{\text{бм}}^{\Pi}$ и $\Gamma_{\text{бм}}^B$. Перебирается весь спектр воздействий, например, методом Монте-Карло, и находится реакция системы на каждый входной сигнал. Те сигналы, которые приводят к распаду системы, и признаются опасными.

Сложность процедуры усугубляется еще одним обстоятельством: в общем случае динамических нелинейных систем существует взаимная корреляционная зависимость области нормального функционирования системы от параметрических и внешних возмущений. Грубо говоря, для каждого уровня внешних воздействий имеется свое множество допустимых значений параметров системы (рис. 3).

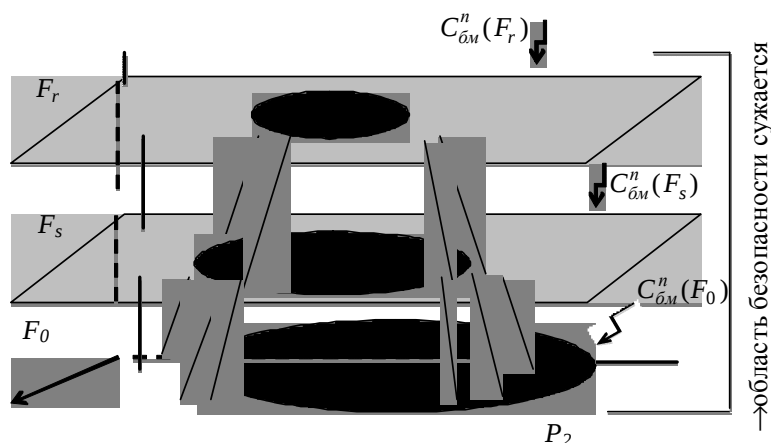


Рис. 3. Деформация параметрической области безопасности при различных возмущениях

Горизонтальная плоскость (рис. 3) есть множество параметров $P = \{P_i\}$, $i=1, 2$, где выделена область безопасности $C_{\text{бм}}^{\Pi}$. По ординате отложена величина уровня внешних возмущений F с тремя координатами-воздействиями – F_0, F_s, F_r . Для разных уровней возмущений область $C_{\text{бм}}^{\Pi}$ меняется, т.е. становится их функцией. Можно предположить, что по мере роста воздействий на систему параметрическая область безопасности сужается. Таким образом, в результате построений мы располагаем двумя наборами взаимосвязанных множеств: областями безопасности $C_{\text{бм}}^{\Pi}$ и $C_{\text{бм}}^B$, построенными в пространстве входных воздействий и флуктуирующих параметров соответственно. Тем самым при оценке безопасности можно перейти от изучения состояний системы к наблюдению за выходными сигналами, а значит, заменить анализ следствия анализом причин.

Обращение непосредственно к угрозам, исходящим от среды и нарушений в системе, привело к размножению областей безопасности. Вместо итоговой области в пространстве состояний мы вынуждены иметь дело с несколькими областями по числу каналов проникновения угроз в систему, да к тому же области связаны функционально. Конечно, это делает алгоритмы обеспечения безопасности более сложными.

Мы рассмотрели решение первой задачи. Теперь перейдем ко второй.

1. Нарушение устойчивости системы означает появление в ней расходящихся процессов, которые не поддаются управлению и немедленно приводят к дезинтеграции системы. Существует общий подход к исследованию устойчивости на результатах А.М. Ляпунова, от которого трудно ожидать непосредственной применимости к проблеме безопасности в силу отсутствия возможности получения конкретных оценок. Развитие метода показало, что его эффективное использование требует разбиения общей задачи на классы, а наиболее продвинутыми оказались решения частных задач с вполне конкретными видами нелинейностей.

Нарушение устойчивости не столь очевидно, но имеет губительные последствия. Поэтому при определении безопасности режимов работы системы следует уделять внимание и устойчивости. Тогда границы $\Gamma_{\text{ом}}^B$ и $\Gamma_{\text{ом}}^H$ областей безопасности будут описывать нарушение условий устойчивости системы при превышении уровня допустимых внешних воздействий и запредельном отклонении параметров системы. Мера безопасности как гарантия устойчивости определяется посредством оценки удаления текущего состояния системы от границы, описывающей переход в неустойчивое состояние (рис. 2). Однако в настоящее время не существует общих методов построения областей устойчивости в пространствах воздействий и параметров, которые были бы адекватными областями безопасности. Это обстоятельство ставит под сомнение возможность разработки общей конструктивной теории безопасности, по крайней мере, при современном уровне теории устойчивости в безопасности функционирования системы. Выход из указанного затруднения лежит на пути декомпозиции проблемы, разбиения общей задачи на ряд частных. Иначе, если не удастся построить теорию безопасности для всех типов систем, то необходимо решать задачи для систем отдельных классов или в худшем случае ограничиться отысканием частных решений для конкретного вида систем, оценка устойчивости которых известна. Действительно, при изучении системы на безопасность, всегда можно выстроить приоритеты факторов по их влиянию на ее безопасность. Тогда в последующих исследованиях устойчивости можно принимать во внимание только наиболее критичные, для которых и вычислять области допустимых значений.

2. Управляемость системы по своей содержательности сходна с понятием области достижимости. Оба характеризуют достижение цели. Для линейных систем условие управляемости известно. Для нелинейных систем это условие сопряжено с большими трудностями. С практической точки зрения, достижение цели требует:

а) того, чтобы управляющие органы могли воздействовать на параметры состояния, в которых фиксируется цель;

б) того, чтобы было достаточно ресурсов для движения по траектории, проходящей через цель. Эти соображения имеют ясную физическую наглядность, что позволяет выполнить их при создании системы;

в) требование наблюдаемости системы состоит в доступности измерений степеней свободы, информация о которых необходима для управления системой. Выполнение этого требования на практике осуществляется путем создания измерителей, достаточных для идентификации состояний и управления движением системы;

г) ресурсное обеспечение обычно удовлетворяется на стадии проектирования или подготовки системы к выполнению конкретной задачи. Повышение их порогового значения приводит к ухудшению экономических показателей. Однако таким ущербом можно пренебречь по сравнению с угрозой разрушения системы, поэтому на него идут сознательно.

Выводы

1. Для построения оперативной системы мер по недопущению превращения угроз в катастрофические (аварийные) для системы целесообразно использовать информацию о входных воздействиях со стороны среды и отклонениях параметров системы. Это позволяет подвергнуть анализу не следствия (опасные изменения состояния), а причины появления угрожающих состояний. Однако такой путь связан с усложнением системы как в алгоритмическом смысле, так и информационном – требуются сведения об угрозах существования системы. Можно ожидать, что объединение информационных потоков о состоянии систем и причинах его изменения даст наилучшие результаты как позиций простоты реализации, так и эффективности системы обеспечения безопасности.

2. Из числа доступных анализу характеристик динамики системы пригодны для оценки безопасности показатели управляемости, наблюдаемости и устойчивости, а также энергетические ресурсы. Большинство из них достаточно просто удовлетворяется при проектировании или подготовке системы к работе, поэтому их можно не учитывать при анализе безопасности системы. Исключением можно считать устойчивость, оценка которой изменяется при воздействиях со стороны внешней среды и внутренних возмущениях. Эту характеристику следует использовать при построении области безопасности.

3. Применение оценки устойчивости в качестве показателя безопасности в общем случае затруднительно, что приводит к необходимости подвергать анализу на безопасность отдельные классы или только конкретные системы. Для построения области безопасности по критерию устойчивости и ее использования, при контроле целесообразно применять упрощение модели системы. Упрощение рационально проводить путем: выявления критических угроз и/или их объединения в эталонные группы; отказа от непрерывной модели системы и перехода к конечным зависимостям между воздействиями и реакциями системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Могилевский В.Д. Основы теории систем. - Ч. 1. Проблемы формализации динамических систем. - Ч. 2. Гамильтоново представление движения систем. - М.: МИРЭА, 1997.
2. Северцев Н.А., Бецков А.В. Введение в безопасность. - М.: ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, 2008.
3. Северцев Н.А., Бецков А.В. Системный анализ теории безопасности. - М.: МГУ им. М.В. Ломоносова, 2009.
4. Шрейдер Ю.А., Шаров А.А. Системы и модели. - М.: Радио и связь, 1982.

SYSTEM PRESENTATION OF THE METHODS TO SAFETY

Severcev N.A., Beckov A.V., Prokopiev I.V.

They are presented in qualitative type of the factors to safety in problem space. They are offered methods of the building of the schemes of the shaping the estimation to safety.

Key words: generalised notion to dangers, external and internal influences, managerial system, estimation to safety of the system, factor to safety, modified border, deforming the parametric area to safety.

Сведения об авторах

Северцев Николай Алексеевич, 1931 г.р., окончил Высшее военно-морское инженерное училище им. Крылова (1954), ВМА им. Крылова (1960), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки и техники РФ, заведующий отделом ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, автор более 300 научных работ, область научных интересов - математическая теория устойчивости, надежности и безопасности динамических систем.

Бецков Александр Викторович, 1968 г.р., окончил ХВВАУРЭ (1989), доктор технических наук, доцент кафедры УДСОП Академии управления МВД РФ, автор более 100 научных работ, область научных интересов - математическое моделирование, математическое и правовое обеспечение безопасности.

Прокопьев Игорь Витальевич, 1965 г.р., окончил ХВВАУРЭ (1986), кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела анализа нелинейных процессов и проблем безопасности ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, автор более 50 научных работ, область научных интересов - математическое моделирование, математическое и правовое обеспечение безопасности.

УДК 621.396.96

ВЛИЯНИЕ КАЧЕСТВА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КАНАЛОВ АВИАЦИОННОЙ КОМАНДНОЙ СВЯЗИ НА БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭФФЕКТИВНОСТЬ УВД

Е.Г. УНИЧЕНКО

Статья представлена доктором технических наук, профессором Старых А.В.

Рассмотрена возможность проведения оценки вероятности опасных сближений ВС при непосредственном УВД, в соответствии с особенностями и топологией каждой зоны и ограничениями ИКАО на риск столкновений.

Ключевые слова: риск столкновения ВС, коэффициент загрузки диспетчера, информационный канал «экипаж-диспетчер», потенциально-конфликтная ситуация.

Эффективность УВД, количество ошибок диспетчера и уровень безопасности полётов адекватно отражают такой показатель, как загрузка диспетчера. Структуру рабочей загрузки диспетчера принято представлять в виде $L = L_{\phi} + L_n + L_k$, где L_{ϕ} – фоновая загрузка, не зависящая от количества и интенсивности движения воздушных судов; L_n – загрузка, связанная с выполнением операций при бесконфликтном полёте ВС; L_k – составляющая загрузки, связанная с распознаванием и предотвращением опасных сближений ВС.

Существует несколько подходов к оценке рабочей загрузки диспетчера, наиболее приемлемым из которых является метод, когда время, затрачиваемое диспетчером на УВД, представляется ограниченным числом операций, временные затраты на выполнение которых могут быть хронометрированы непосредственно как $T_{\Sigma} = T_{св} + T_{вз} + T_{рл} + T_{зр} + T_{дон}$, где $T_{св}$ – время ведения радиосвязи; $T_{вз}$ – время ведения информационного обмена по взаимодействию с диспетчерами смежных РЦ; $T_{рл}$ – время обращения к индикатору радиолокационного контроля; $T_{зр}$ – время ведения графического контроля; $T_{дон}$ – время ведения внепланового информационного обмена.

Соответственно коэффициент загрузки выразим как отношение суммарного времени T_{Σ} к интервалу наблюдения T_0 , т.е. $K_3 = T_{\Sigma} / T_0$. Полученное выражение представим в виде двух составляющих: коэффициента загрузки диспетчера по связи $K_{зсв} = T_{св} / T_0$ и коэффициента дополнительной загрузки $K_{здон} = (T_{вз} + T_{рл} + T_{зр} + T_{дон}) / T_0$, тогда $K_3 = K_{зсв} + K_{здон}$.

Загрузка диспетчера существенно влияет на вероятность его ошибочных действий, поэтому при определении пропускной способности зон УВД интенсивность воздушного движения устанавливается таким образом, чтобы загрузка диспетчера не превышала предельно допустимого значения, равного 0,55.

Удобной характеристикой, определяющей коэффициент загрузки при заданной интенсивности воздушного движения, является среднее время $\tau_{об}$, затрачиваемое диспетчером на одно ВС во время нахождения его в зоне ответственности $\tau_{об} = n_{св}\bar{t}_{св} + n_{рл}\bar{t}_{рл} + n_{вз}\bar{t}_{вз} + n_{зр}\bar{t}_{зр}$, где $n_{св}, n_{рл}, n_{вз}, n_{зр}$ – среднее число соответствующих технологических операций за среднее время нахождения ВС в зоне; $\bar{t}_{св}, \bar{t}_{рл}, \bar{t}_{вз}, \bar{t}_{зр}$ – соответственно среднее время выполнения этих операций.

Основные затраты времени диспетчера связаны с ведением информационного обмена с экипажем ВС, которые линейно связаны с затратами на выполнение всех технологических

операций, а поэтому удобство хронометрирования и обязательное документирование информационного обмена «экипаж-диспетчер» определяют использование коэффициента загрузки диспетчера по связи как важного показателя эффективности непосредственного УВД.

Загрузка диспетчера по связи является комплексным показателем, отражающим эффективность принятых в данной зоне организационно-структурных и технических решений, качество функционирования и надёжность технических средств, способность системы быстро адаптироваться к изменяющимся условиям, обоснованность планирования полётов и т.д. Результаты анализов ГосНИИ «Аэронавигации» показывают, что предельному значению общей загрузки - 0,55 соответствует загрузка по связи – 0,33.

Безопасность полётов в части, отражающей качество функционирования непосредственно УВД, описывается характеристиками опасного сближения, рассматриваемого как ситуация, в которой вероятность столкновения существенно отличается от нуля.

Всякому опасному сближению предшествует потенциально-конфликтная ситуация (ПКС), развитие которой без вмешательства диспетчера может привести к авиационному происшествию.

В случае низкого качества функционирования канала информационного обмена, (необходимость проведения повторных процедур информационного обмена), может возникнуть ситуация, когда диспетчер не располагает необходимым временным ресурсом для передачи команд по разрешению ПКС, которая перерастает в конфликт. Таким образом, в качестве характеристик безопасности полётов в части, отражающей влияние надёжности каналов информационного обмена «экипаж-диспетчер», можно использовать вероятность опасного сближения ВС при наличии ПКС и статистические характеристики числа опасных сближений за определённое время полётов в зоне УВД.

Основное влияние командной связи на эффективность УВД проявляется в виде задержек информации, циркулирующей в канале. Это приводит к росту коэффициента загрузки диспетчера и к увеличению вероятности ошибки, а при разрешении ПКС может приводить к перерастанию потенциально-конфликтной ситуации в конфликт. Очевидно, что допустимое время задержки информации, а также требования к качеству функционирования канала будут определяться интенсивностью воздушного движения, интенсивностью и длительностью ПКС, а также временными характеристиками циркулирующей в каналах информации. Задача осложняется тем, что все перечисленные характеристики носят случайный характер и взаимосвязаны между собой. Рассмотрим подробнее статистические характеристики приведённых выше параметров и их взаимосвязь.

Основным параметром воздушного движения в зоне является интенсивность воздушного движения, под которой понимается интенсивность потока входящих в рассматриваемую зону воздушных судов.

Эффективность непосредственного УВД в части, определяемой качеством функционирования и надёжностью каналов авиационной командной связи, характеризуется вероятностью опасного сближения и коэффициентом загрузки диспетчера. Однако вероятность опасного сближения, хотя и является широко используемым критерием, документами ИКАО не нормируется. Рекомендациями ИКАО в качестве критерия безопасности полётов предлагается использование так называемого «риска столкновения», под которым понимается среднее число столкновений ВС за определённый объём полёта. В настоящее время допустимый риск столкновений при полёте по маршруту составляет 10^{-7} на час полёта.

Каждому из нарушений предшествует ПКС, т.е. ситуация, которая без вмешательства диспетчера может привести к нарушению норм эшелонирования.

Для риска столкновений можно записать $N_{cm} = \omega_{ПКС} P_{oc} P_{cm}$, где $\omega_{ПКС}$ – частота потенциально-конфликтных ситуаций; P_{oc} – вероятность опасного сближения при наличии ПКС; P_{cm} – вероятность столкновения при наличии опасного сближения.

Частота ПКС определяется топологией зоны УВД и интенсивностью воздушного движения в ней. Взаимосвязь частоты ПКС с интенсивностью воздушного движения и метод определения для различных зон УВД определяется особенностью структуры каждой конкретной зоны.

Основной составляющей нарушений, не связанных непосредственно с динамикой воздушного движения, являются ошибки диспетчера, обусловленные излишне напряжёнными условиями его работы. Для обеспечения минимальной вероятности ошибки диспетчера средний коэффициент его загрузки, характеризующий напряжённость работы диспетчера, не должен превышать определённой величины, которой однозначно определяется загрузка диспетчера по связи. При этих условиях минимально допустимой загрузки ошибками диспетчера можно пренебречь.

Анализ работы диспетчеров показывает, что в силу высокой ответственности решаемых задач, реализуемых ими на практике, минимальные продольные интервалы между ВС должны превышать установленные нормы эшелонирования, чтобы на практике диспетчер всегда располагал некоторым временным запасом, который назовём запасом разрешения.

Снижение качества функционирования каналов приводит к необходимости переспросов, т.е. к дополнительным временным затратам диспетчера на передачу команд на борт ВС. При этом могут возникнуть ситуации, когда суммарные затраты превысят запас разрешения и ПКС последовательно перерастёт в нарушение минимальных интервалов и опасное сближение.

Таким образом, с учётом вышесказанного, условия обеспечения требуемого уровня безопасности полётов можно записать следующим образом $K_3 \leq K_{3\text{норм}} \cdot P_{oc} = P\{\tau_\Sigma \geq \tau_3\} \leq P_{oc\text{норм}}$, где $K_3, K_{3\text{норм}}$ – достигаемый и нормативный коэффициент загрузки диспетчера; τ_Σ – суммарные дополнительные затраты диспетчера на информационный обмен, обусловленные снижением качества функционирования канала; τ_3 – запас разрешения.

Используя полученные соотношения, представляется возможность оценить для конкретной зоны требования к вероятности опасных сближений P_{oc} при известном $P_{cm} = f(P_{oc})$ и известной частоте потенциально конфликтной ситуаций $\omega_{ПКС}$, определяемой особенностями и топологией каждой зоны и ограничениями ИКАО на риск столкновений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ильичев А.В. Начало системной безопасности. - М.: Научный мир, 2003.
2. Обслуживание воздушного движения // Приложение 11 к Конвенции о международной гражданской авиации. - 13-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2001.

EFFECT OF QUALITY OF THE CHANNEL COMMAND AVIATION SECURITY AND COMMUNICATION EFFICIENCY ATC

Unichenko E.G.

The article considers the possibility of dangerous approaches of aircraft and the magnitude of risk of collision with the direct ATC.

Key words: risk of collision aircraft, potentially conflict situation, influencing factors.

Сведения об авторе

Униченко Егор Григорьевич, 1982 г.р., окончил МГТУ ГА (2004), кандидат технических наук, начальник сектора анализа безопасности полетов ФАУ Государственный центр «Безопасность полетов на воздушном транспорте», автор 15 научных работ, область научных интересов – управление составляющими безопасности полетов.

УДК 629.735.067

ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ ТЕКУЩЕГО СОСТОЯНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Н.А. СЕВЕРЦЕВ, А.В. БЕЦКОВ, И.В. ПРОКОПЬЕВ

Предложены новые подходы гомеостаза определения показателей безопасности при эволюции состояния системы в процессе ее функционирования.

Ключевые слова: динамическая система, надежность функционирования, конечно-марковский процесс, двухмерный ряд Фурье, каноническое разложение случайных полей.

В процессе функционирования любой динамической системы имеют место проявления факторов (внешних и внутренних), отрицательно влияющих на эффективность выполнения целевых задач. Такие факторы обусловлены конструктивно-технологическими, эксплуатационными и внешними воздействиями на систему. Первый из названных факторов влияет на надежность функционирования системы, второй и третий – на ее безопасность. В итоге, система может находиться в текущих условиях (различных состояниях), включая и опасные для операторов системы и окружающей среды. Очевидно, переходы системы из одного состояния в другое следует классифицировать как события с неизвестными законами распределения вероятностей моментов времени их возникновения, а систему считать квазистационарной и обладающей свойствами наблюдаемости. В формализованном плане эволюцию системы можно описать конечно-марковским процессом, с непрерывным временем и доходами в виде ожидаемой эффективности, которую система может обеспечить в произвольный текущий момент времени. Соответствующее исходное выражение, представляющее эволюцию эффективности системы в пространстве состояний, запишем в виде

$$\vartheta_i(t + \Delta t) = \left(1 - \sum_{j>1}^n a_{1j}(t, s_{11}, s_{1j}) \Delta t \right) [s_{11} \Delta t + \vartheta_1(t)] + \sum_{j>1}^n a_{ij}(t, s_{11}, s_{1j}) \Delta t [s_{1j} + \vartheta_j(t)], \quad (1)$$

где s_{11} – интенсивность затрат на текущее обслуживание системы, находящейся в режиме штатного функционирования (здесь индекс 11 указывает на пребывание системы в состоянии 1 – в нормальном режиме на промежутке времени Δt); s_{ij} – интенсивность затрат на проведение упреждающих регламентных работ для обеспечения не перехода системы в состояние $j \in [2, n]$ – ненормального функционирования из режима нормального функционирования – 1;

$1 - \sum_{j>1}^n a_{1j}(t_1, s_{11}, s_{1j}) \Delta t$ – вероятность того, что система будет находиться в состоянии 1 на промежутке времени Δt ;

здесь параметр $a_{ij}(t, s_{11}, s_{1j})$ неизвестен; $\vartheta_1(t)$, $\vartheta_j(t)$ – эффективность системы, приходящаяся на единицу времени, когда система находится в режиме 1 или в состоянии $j \neq 1$, т.е. ненормального функционирования соответственно. Очевидно (в силу свойства управляемости системой), интенсивностями s_{11} , s_{ij} , $j \in [2, n]$ можно и необходимо управлять, что они должны отражать полезность и, главное, безопасность эксплуатации системы.

Рассмотрим выражение для эволюции эффективности системы в пространстве состояний в форме дифференциального уравнения

$$\dot{\vartheta}_1(t) = s_{11}(t) - \sum_{j>1}^n a_{1j}(t, s_{11}, s_{1j}) \Delta t \vartheta_1(t) + \sum_{j>1}^n a_{ij}(t, s_{11}, s_{1j}) [s_{1j} + \vartheta_j(t)] \quad (2)$$

с начальным условием $\vartheta_1(t_0) = \vartheta_0$.

Это линейное дифференциальное уравнение с переменными параметрами, к которому можно применить преобразование Лапласа, а затем выписать выражение для основной характеристики – передаточной функции системы. Имея выражение передаточной функции, достаточно просто по нему выписываются обобщенные выражения для весовой, переходной и спектральной функций системы.

Однако установить из выражения для инженерной практики и выполнить на их основе конкретный анализ безопасности функционирования системы в текущих условиях не возможно из-за невозможности получения конкретных функций $a_{ij}(t, s_{11}, s_{1j})$ и $s_{1j}(t)$ до перехода системы в j -е состояние. Выявить такие функции для конкретной системы можно только на основе полных данных о ее реальных состояниях, переходах на них и соответствующих затратах $s_{1j}(t)$, имевших место на всем установленном времени эксплуатации системы.

В этой связи предлагается другой способ, эквивалентный предыдущему по конечному результату и опирающийся также на свойства наблюдаемости системы, когда последнее реализуется посредством измерений в пространстве сигналов и процессов на входе и выходе системы. Это способ, заключающийся в непосредственном восстановлении весовой, переходной и спектральной функций по текущим измерениям выходного процесса системы при известном заданном входном. При этом измерения по выходу будут составлять конечную выборку отсчетов на отрезке времени $[t-T, t]$ контроля работы системы, где t - текущий момент времени. Данный способ есть не что иное, как статистическая идентификация или, что по существу то же, как реализация свойств наблюдаемости и идентифицируемости системы, причем идентифицируемости в общем случае, в условиях неопределенности относительно ее истинного состояния, а весовая, переходная и спектральная функции становятся основными определяющими характеристиками системы. Последние однозначно определяют качество и безопасность работы системы в текущих условиях.

Действительно, если значения этих характеристик (а значит, и показателей эффективности) соответствуют требуемым, то система находится в штатном – *безопасном* режиме функционирования. Данное состояние системы может быть записано в математических терминах показателей безопасности работы системы в следующем виде

$$\rho_1(\kappa_\theta, \kappa_H) = \frac{\sum_{i=0}^N |\kappa_\theta(i) - \kappa_H(i)|}{\rho_1(\kappa_H)}, \quad \rho_2(\kappa_\theta, \kappa_H) = \frac{\left[\sum_{i=0}^N |\kappa_\theta(i) - \kappa_H(i)|^2 \right]^{1/2}}{\rho_2(\kappa_H)}, \quad \rho_3(\kappa_\theta, \kappa_H) = \frac{\max_{0 \leq i \leq N} |\kappa_\theta(i) - \kappa_H(i)|}{\rho_3(\kappa_H)}, \quad (3)$$

где $\kappa_\theta = (\kappa_\theta(t_0), \dots, \kappa_\theta(t_N))$ – вектор вычисленных значений весовой функции динамической системы при реализации методов параметрической идентификации; $\kappa_H = (\kappa_H(t_0), \dots, \kappa_H(t_N))$ – вектор номинальных значений весовой функции контролируемой системы на моменты времени $t_0, \dots, t_N$; в знаменателях (3) указаны соответствующие нормы вектора κ_H .

$$\rho_1(\kappa_H) = \sum_{i=0}^N |\kappa_H(i)|, \quad \rho_2(\kappa_H) = \left[\sum_{i=0}^N |\kappa_H(i)|^2 \right]^{1/2}, \quad \rho_3(\kappa_H) = \max_{0 \leq i \leq N} |\kappa_H(i)|. \quad (4)$$

Если значения ρ_1, ρ_2, ρ_3 удовлетворяют заданным условиям $\rho_1 \leq \Delta_1, \rho_2 \leq \Delta_2, \rho_3 \leq \Delta_3$, то система находится в нормальном режиме функционирования. Если же какое-либо одно из этих условий не выполняется, то система находится в предопасном режиме.

Если все три условия не выполняются, то система перешла в опасный режим.

Аналогичным образом представляются показатели безопасности при контроле системы и по другим характеристикам. При использовании методов непараметрической идентификации контролируемые параметры текущего состояния системы представляются функциями на отрезке $[-T, T]$, а показатели безопасности заимствуются в виде

$$\rho_1(\kappa_\theta, \kappa_H) = \frac{\int_{-T}^T |\kappa_\theta(t) - \kappa_H(t)| dt}{\rho_1(\kappa_H)}, \quad \rho_2(\kappa_\theta, \kappa_H) = \frac{\left[\int_{-T}^T |\kappa_\theta(t) - \kappa_H(t)|^2 dt \right]^{1/2}}{\rho_2(\kappa_H)}, \quad \rho_1(\kappa_H) = \int_{-T}^T |\kappa_H(t)| dt,$$

$$\rho_3(\kappa_\theta, \kappa_H) = \frac{\max_{-T \leq t \leq T} |\kappa_\theta(t) - \kappa_H(t)|}{\rho_3(\kappa_H)}, \quad \rho_2(\kappa_H) = \left[\int_{-T}^T |\kappa_H(t)|^2 dt \right]^{1/2}, \quad \rho_3(\kappa_H) = \max_{-T \leq t \leq T} |\kappa_H(t)|.$$

При этом правило выбора решения о текущем состоянии системы остается по существу тем же, что и при контроле системы методами параметрической идентификации. Заметим, что в пространстве сигналов система может описываться как линейной, так и нелинейной динамической моделью. На основании изложенного в основу идентификации системы принимается принцип непрерывного автоматизированного диагностического алгоритмического контроля функционирования средств и системы в целом, описываемой линейной или нелинейной динамической моделью, при имитации входных воздействий. Под входным воздействием на систему будет понимать модулированную по интенсивности (амплитуде) конечную последовательность или конечную совокупность широкополосных импульсных сигналов с одинаковой или различной длительностью.

Метод построения случайной последовательности можно осуществлять на ПЭВМ посредством установления для каждого сигнала момента времени его поступления на вход системы как реализации случайной величины с заданным законом распределения вероятностей и последующим формированием выборочных значений амплитуды и длительности тестового сигнала. Отметим, что данный метод формирования одномерных случайных величин и процессов применим при формировании входных воздействий для систем с сосредоточенными параметрами. Для контроля систем с распределенными параметрами потребуется моделировать двумерные случайные поля. Формирование однородного поля основывается на использовании разложения функций в двумерный ряд Фурье, а неоднородного – на каноническом разложении случайных полей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Катулев А.Н., Северцев Н.А. Исследование операций и принципы принятия решения в обеспечении безопасности. - М.: Физматлит, 2000.
2. Понтрягин А.С. Обыкновенные дифференциальные уравнения. - М.: Наука, 1970.
3. Применение цифровой обработки сигналов / пер. с англ. / под ред. А.М. Рязанцева. - М., 1980.
4. Северцев Н.А., Бецков А.В. Введение в безопасность. - М.: ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, 2008.
5. Северцев Н.А., Бецков А.Е. Системный анализ теории безопасности. - М.: МГУ им. М.В. Ломоносова, 2009.
6. Смирнов В.И. Курс высшей математики. - М.: Наука, 1969.

THE PRINCIPLES OF THE ESTIMATION OF THE SAFETY CONDITION OF THE DYNAMIC SYSTEMS

Severcev N.A., Beckov A.V., Prokopiev I.V.

They are offered new approaches of the determination of the factors to safety.

Key words: dynamic system, reliability of the operation, two-dimension row Furie, canonical decomposition by casual values.

Сведения об авторах

Северцев Николай Алексеевич, 1931 г.р., окончил Высшее военно-морское инженерное училище им. Крылова (1954), ВМА им. Крылова (1960), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки и техники РФ, заведующий отделом ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, автор более 300 научных работ, область научных интересов - математическая теория устойчивости, надежности и безопасности динамических систем.

Бецков Александр Викторович, 1968 г.р., окончил ХВВАУРЭ (1989), доктор технических наук, доцент кафедры УДСООП Академии управления МВД РФ, автор более 100 научных работ, область научных интересов - математическое моделирование, математическое и правовое обеспечение безопасности.

Прокопьев Игорь Витальевич, 1965 г.р., окончил ХВВАУРЭ (1986), кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела анализа нелинейных процессов и проблем безопасности ВЦ РАН им. А.А. Дородницына, автор более 50 научных работ, область научных интересов - математическое моделирование, математическое и правовое обеспечение безопасности.

УДК 656.7.072.51

ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПРИОРИТЕТНЫХ ОБЪЕКТОВ ИНФРАСТРУКТУРЫ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА, ПОДЛЕЖАЩИХ ЗАЩИТЕ ОТ АКТОВ НЕЗАКОННОГО ВМЕШАТЕЛЬСТВА

Б.С. ПРЯХИН

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

Рассматривается подход, позволяющий определить первоочередные объекты инфраструктуры воздушного транспорта и их элементы, нуждающиеся в мерах по обеспечению дополнительной защиты от актов незаконного вмешательства.

Ключевые слова: авиационная безопасность, модель нарушителя.

Гражданская авиация на современном этапе развития уязвима для актов незаконного вмешательства (АНВ), так как: а) авиационная деятельность зависит от правильного и согласованного функционирования взаимосвязанных объектов, составляющих инфраструктуры системы организации воздушного движения, аэропортов и авиакомпаний; б) сам характер отрасли воздушного транспорта позволяет злоумышленникам нарушать авиационную безопасность, не находясь в непосредственной близости от намеченного объекта; в) широкое внедрение информационных технологий для обеспечения функционирования объектов инфраструктуры воздушного транспорта (ОИВТ) создаёт потенциальную опасность проведения злоумышленниками кибератак; г) действующие в настоящее время группы террористов располагают значительными современными средствами для нападения на ОИВТ.

Высокая угроза в адрес деятельности ГА требует решения задачи разработки и применения комплекса мер по выявлению потенциально уязвимых ОИВТ и снижению вероятности возникновения негативных последствий АНВ.

Необходим глубокий анализ возможных источников угроз воздушному транспорту, современных средств и методов, используемых злоумышленниками для незаконного вмешательства в деятельность ГА с целью определения потенциально уязвимых элементов ОИВТ. Должны быть определены наиболее критичные элементы, нарушение функционирования которых может привести к катастрофе или серьезному ущербу для отрасли.

Важными элементами модели нарушителя в рассматриваемом подходе являются их цели и потенциальные возможности, информация о которых считается априорно известной или заданной. Формально целью злоумышленников является деградация показателей качества его функционирования до пороговых значений при допустимых значениях времени и вероятности их достижения, а также потребных ресурсов (финансовых, материальных, людских, временных) для подготовки и реализации АНВ, что можно представить следующими неравенствами:

1. Количественные значения показателей качества функционирования авиапредприятия $E_{пред.i}$ после проведения воздействия на него не должны быть выше (ниже) пороговых значений $h_{пред.i}$: $E_{пред.i} \leq h_{пред.i}$ ($E_{пред.i} \geq h_{пред.i}$).

2. Время достижения допустимых значений показателей качества авиапредприятия после проведения воздействия на него должно лежать в заданном интервале $t_{E_{пред.i} \leq h_{пред.i}} \in [t_{min}, t_{max}]$ ($t_{E_{пред.i} \geq h_{пред.i}} \in [t_{min}, t_{max}]$).

3. Вероятность достижения в указанном интервале времени допустимых значений показателей качества функционирования авиапредприятия после проведения воздействия на него не должна быть ниже заданной $P_{E_{пред.i} \leq h_{пред.i}}(t_{\min} | t_{\max}) \geq P_{E_{пред.i} \min} (P_{E_{пред.i} \geq h_{пред.i}}(t_{\min} | t_{\max}) \geq P_{E_{пред.i} \min})$.

4. Потребные ресурсы (материальные, финансовые, людские, временные) для подготовки и реализации АНВ не должны превышать заданных значений $R_M \leq R_{M \max}$, $R_F \leq R_{F \max}$, $R_H \leq R_{H \max}$, $R_T \leq R_{T \max}$.

Для выбора приоритетов и способов защиты авиапредприятий от АНВ необходим подход к оценке критичности ОИВТ, позволяющий: а) оценивать значения показателей качества функционирования авиапредприятий после проведения АНВ в ОИВТ, времени их установления, вероятности их достижения, а также потребных ресурсов; б) учитывать допустимые условия проведения АНВ; в) прогнозировать наиболее вероятные и опасные сценарии АНВ в ОИВТ для принятия мер по их защите.

Подход к оценке критичности ОИВТ основан на методе декомпозиции задач объектов старшего уровня на задачи объектов младшего уровня и взаимодействующих объектов [2]. Для его реализации требуется получение функций, связывающих показатели качества функционирования ОИВТ старшего и младшего уровней, условия функционирования ОИВТ и воздействия нарушителя. Должны быть разработаны функции, определяющие в зависимости от условий функционирования ОИВТ и варианта воздействия время достижения допустимых значений показателей качества функционирования ОИВТ, вероятность достижения допустимых значений показателей качества функционирования ОИВТ, а также значения потребных ресурсов. Разработка таких функциональных зависимостей, а также декомпозиция задач ОИВТ должны осуществляться экспертами на основе информации о составе и технических характеристиках ОИВТ, технологических процессах и статистических данных.

Алгоритм выбора приоритетных ОИВТ и их элементов, подлежащих защите от АНВ, представлен на рис. 1.

Получив аналитические или эмпирические функции для показателей качества функционирования ОИВТ всех уровней, и имея информацию об условиях, влияющих на выполнение их задач, необходимо, основываясь на пороговых значениях показателей качества функционирования авиапредприятия, вычислить, последовательно понижая уровень ОИВТ, требуемые пороговые значения качества функционирования всех ОКИ, включая потенциально уязвимые элементы.

Используя полученные пороговые значения для качества функционирования потенциально уязвимых элементов, находятся возможные воздействия нарушителя, при которых показатели качества функционирования не превышают полученных пороговых значений.

Среди выбранных сценариев АНВ последовательно осуществляется отбор вариантов, удовлетворяющих допустимым значениям времени и вероятности достижения пороговых значений показателей качества функционирования авиапредприятия, а также потребных ресурсов для подготовки и реализации АНВ.

Из полученных вариантов АНВ, основываясь на полученных значениях показателей качества функционирования авиапредприятия, времени их установления, вероятности их достижения, потребных ресурсов, а также допустимых условий применения воздействия, выбираются наиболее опасные варианты, мероприятия по защите от которых должны быть проведены в первую очередь.

Операции поиска пороговых значений показателей качества функционирования ОИВТ всех уровней, допустимых вариантов АНВ и соответствующих им достижимых показателей качества функционирования, возможных условий применения могут быть автоматизированы и реализованы на ЭВМ.



Рис. 1. Алгоритм выбора приоритетных ОИВТ и их элементов, подлежащих защите от АНВ

Предложенный подход может быть использован при планировании мероприятий по защите ОИВТ от АНВ и при разработке автоматизированной системы оценки авиационной безопасности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Волынский-Басманов Ю.М., Михайлов Ю.Б. Проблема обеспечения безопасности на транспорте от актов незаконного вмешательства в деятельность объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств // Транспортная безопасность и технологии. - 2011. - № 4 (27). - С. 79 - 85.

2. Пряхин Б.С. Подход к оценке критичности объектов инфраструктуры воздушного транспорта, основанный на методе декомпозиции задач авиапредприятия // Статья в данном Вестнике.

APPROACHES FOR PRIORITIZATION AIR TRANSPORT INFRASTRUCTURE TO BE PROTECTED FROM UNLAWFUL INTERFERENCE

Pryakhin B.S.

The approach allows to determine the priority of air transport infrastructure and components that need to be arrangements to provide additional protection against acts of unlawful interference.

Key words: aviation security, a model of the offender.

Сведения об авторе

Пряхин Борис Сергеевич, 1979 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2001), докторант МГТУ ГА, кандидат технических наук, автор более 40 научных работ, область научных интересов – авиационная безопасность.

УДК 629.7.07;351.814

ПРОБЛЕМЫ ОБРАБОТКИ И УЧЕТА СООБЩЕНИЙ NOTAM ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ РЕЙСОВ АВИАКОМПАНИИ (обзор)

А.И. ЛОГВИН, М.В. ЛУКИЧЕВ

В работе дан обзор проблемы обработки и учета сообщений NOTAM в современных условиях обеспечения полетов. Рассматриваются перспективные технологии распространения и обработки аэронавигационной информации, проблемы оценки эффективности комплексных систем обработки и учета сообщений NOTAM.

Ключевые слова: сообщения NOTAM, аэронавигационная информация, полетное диспетчерское управление.

Воздушная навигация и организация воздушного движения непрерывно развиваются и совершенствуются. На пороге внедрения находятся такие комплексные сложные технологии, как спутниковая зональная навигация в районе аэродрома, свободный полет в любом направлении в контролируемом воздушном пространстве и т.д. Для успешного использования современных технологий необходимо непрерывное владение информацией всеми задействованными лицами и системами, которые должны не только иметь доступ к информации об изменениях в том или ином объекте, но и использовать в работе данные с учетом внесенных поправок.

На сегодняшний день огромное количество изменений в аэронавигационной информации доводится до заинтересованных лиц посредством обмена сообщениями NOTAM, которое в соответствии с приложением 15 к Чикагской конвенции ИКАО определяется как: «Извещение, рассылаемое средствами электросвязи и содержащее информацию о введении в действие, состоянии или изменении любого аэронавигационного оборудования, обслуживания и правил или информацию об опасности, своевременное предупреждение о которых имеет важное значение для персонала, связанного с выполнением полетов» [1].

Сообщение NOTAM представляет собой достаточно короткое текстовое сообщение, содержащее набор полей определенного назначения и, как правило, свободный текст, описывающий суть изменения или дополнения. По сути, сообщение NOTAM представляет собой симбиоз раннего сообщения для моряков (noticetomariners) и форматированного погодного отчета, передававшегося посредством технологии телетайп, с характерными особенностями и ограничениями [3]. От сообщений для моряков была позаимствована подача информации в виде свободного текста, а технология передачи телетайп наложила ограничение на размер передаваемых сообщений и набор возможных используемых символов. Как следствие, в сообщениях NOTAM стали применять большое количество сокращений, многие из которых могут быть восприняты неоднозначно (рис. 1).

```
A5274/12 NOTAMR A4044/12
Q) UUWV/QP1XX/I/NBO/A/000/999/5558N03725E025
A) UUEE B) 1212250600 C) 1303251959 EST
E)
FLT CREW MUST COORDINATE AUTOMATIC ILS APCH WITH SHEREMETYEVO-KRUG
CONTROLLER ON FREQ 118.1.
```

Рис. 1. Сообщение NOTAM

В силу природы возникновения и структуры сообщения NOTAM должны быть прочитаны, при необходимости расшифрованы со словарем типовых сокращений и интерпретированы человеком вручную. При этом у разных людей интерпретация одного и того же сообщения может быть различна из-за возможной неопределенности текста сообщения NOTAM или противоре-

чия текста и содержания формализованных полей. В случае возникновения разночтений необходимо установить истинное содержание сообщения, затрачивая на это дополнительное время.

Попробуем оценить время, необходимое на ознакомление с сообщениями NOTAM для одного полета, допустим, Шереметьево – Дели. Для аэропорта Дели в качестве запасных выбраны аэропорты Хайдерабад, Мумбаи, Ахмедабад. Для данных четырех аэропортов суммарное количество сообщений NOTAM составляет 266 штук. Очевидно, что даже для беглого ознакомления понадобится более часа, при этом качество обработки оставит желать лучшего

Сегодня существует тенденция к увеличению изменчивости информации в авиационной индустрии. В силу этого, количество выходящих сообщений NOTAM продолжает увеличиваться повсеместно, при этом они становятся сложнее. По данным Европейской базы данных аэронавигационной информации (EuropeanAISDatabase – EAD) количество выпущенных сообщений NOTAM в 2006 г. по сравнению с 2000 г. в среднем по миру возросло на 65 % [2]. При этом в регионе России и Центральной Азии рост количества выпущенных сообщений NOTAM достиг 168 % (табл. 1).

Таблица 1

Сравнение выпущенных сообщений NOTAM в 2001 и 2006 гг. по регионам мира

Регион	2006 г.	2000 г.	Относительное приращение
Европа	200384	117560	70%
Тихий Океан	27642	16919	63%
Азия	47624	30452	56%
Россия и Центральная Азия	10220	3817	168%
Африка	17981	12242	47%
Ближний Восток	12998	5571	133%
Северная Америка	120441	78897	53%
Центральная и Южная Америка	41518	25614	62%
Всего	478808	291073	65%

Уже сегодня проблема обработки и анализа поступающей информации посредством сообщений NOTAM выглядит весьма острой, в ближайшие несколько лет вместе с развитием авиационной отрасли ситуация будет становиться все сложнее. Сегодня полетному диспетчеру даже небольшой авиакомпании с небольшим количеством полетов приходится читать и анализировать несколько сотен сообщений каждый день. Неудивительно, что систематически важные ограничения оказываются упущены из вида. Между тем, пропущенное или неверно интерпретированное сообщение NOTAM может послужить предпосылкой к авиационному происшествию или ухудшить экономичность производства полетов.

Очевидно, человеку необходима помощь в работе с сообщениями NOTAM. Эксплуатантам в своей работе необходимо использовать определенную систему обработки и учета ограничений NOTAM. При этом выстроенная система должна быть не только инструментом полетного диспетчера, но и действенным средством управления процессом аэронавигационного обеспечения эксплуатанта в целом.

Одним из вариантов решения проблемы учета ограничений, передаваемых посредством сообщений NOTAM, является полная автоматизация обработки и учета содержания сообщений. При сегодняшнем уровне развития систем автоматизированного и автоматического планирования полетов планирование полетов без участия человека уже не кажется научной фантастикой: современные системы планирования полетов учитывают огромное количество факторов и при грамотной настройке системы для нужд эксплуатанта способны обеспечивать полеты на весьма высоком уровне. Попытку исключить человека из процесса обработки и учета сообщений NOTAM предприняла компания BBN Technologies (США). В своем отчете о проведенном исследовании Роберт Боброу (Robert (Rusty) Bobrow) отметил значительные успехи в обработке

сообщений NOTAM, однако все же рекомендовал не исключать человека из процесса обработки и учета сообщений NOTAM [4]. Сообщения NOTAM достаточно трудно поддаются автоматической обработке в силу природы происхождения формата сообщения и разнообразных многолетних традиций его использования на практике в различных регионах мира. Роберт Боброу рекомендует эксплуатантам использовать в работе сложные комбинированные системы обработки и учета ограничений аэронавигационной информации, основанные на симбиозе человека как эксперта и компьютера как мощного инструмента, освобождающего от рутины.

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) в настоящее время также ведет разработки в направлении учета и обработки аэронавигационной информации. В 2008 г. была создана группа по переходу от концепции служб аэронавигационной информации к концепции управления аэронавигационной информацией (Aeronauticalinformationservices – Aeronauticalinformationmanagement) AIS-AIMSG [2]. Данная группа в начале своей работы выдвинула в качестве основания следующий постулат: классическое сообщение NOTAM в силу природы своего происхождения не способно удовлетворить будущие потребности авиационной отрасли даже после модернизации. В качестве выхода из сложившейся ситуации группа AIS-AIMSG разрабатывает и внедряет технологию цифрового сообщения NOTAM (DigitalNOTAM) в рамках глобальной концепции Модели обмена аэронавигационной информацией (AeronauticalInformation-ExchangeModel – AIXM). Модель предусматривает переход на полностью безбумажные технологии с новой моделью публикации, распространения, обмена, анализа и учета аэронавигационной информации, заключающейся в полностью автоматическом распространении и учете информации без участия человека. Человек предусматривается как источник или потребитель информации, но не как посредник в процессе ее передачи и учета.

Несмотря на активное развитие технологии цифрового сообщения NOTAM, еще долгое время классическое сообщение NOTAM будет одним из основных средств распространения аэронавигационной информации. В ближайшее десятилетие будет наблюдаться двойственность стандартов распространения информации, так как часть государств будет постепенно переходить на цифровые технологии распространения и учета информации, в то время как большое количество развивающихся стран будет испытывать трудности с внедрением новых технологий и соответственно сохранять существующий порядок работы в этой области. Двойные стандарты вкупе с нарастающим объемом информации могут сделать обработку и учет еще более трудной задачей, чем в сегодняшние дни.

Автоматизированные комбинированные системы обработки и учета аэронавигационной информации становятся необходимостью для производства полетов. Многие современные эксплуатанты внедряют такие системы, используя собственные разработки или уже готовые решения поставщиков аэронавигационной информации. При этом внедряемые системы довольно сильно отличаются друг от друга по строению, задействованным средствам и ресурсам, результатам работы. Для оптимального построения систем обработки и учета аэронавигационной информации необходимо вести их разработку с учетом особенностей производства полетов конкретного эксплуатанта.

Сегодня довольно сложно оценить эффективность системы обработки и учета аэронавигационной информации применительно к сложившейся практике выполнения полетов эксплуатанта в силу отсутствия выработанных методов и критериев оценки, сложившихся типовых моделей систем. Эксплуатанту должен быть доступен инструмент аналитической оценки эффективности различных моделей систем обработки и учета аэронавигационной информации с учетом собственных особенностей производства полетов.

Выработка метода оценки систем обработки и учета аэронавигационной информации позволит провести анализ существующих систем, выявить их слабые и сильные стороны, оптимизировать их работу и, как следствие, повысить безопасность выполнения полетов и их экономическую эффективность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Приложение 15. Службы аэронавигационной информации. - 13-е изд. - Монреаль: ИКАО, 2010.
2. Bosman, P. **Digital NOTAM**: information paper / Paul Bosman. - Montreal. 2008.
3. Hoefft R. **Freeing NOTAMs from teletype technology** / R. Hoefft, F. Jentsch, J. Kochan // Flight Safety Digest. - 2005. - № 4. - С. 1 - 35.
4. Depalma E. **Intelligent semantic query of notices to airmen (NOTAMs)** / Edward Depalma. - Cambridge Massachusetts: BBN Technologies, 2006.

**HANDLING AND ACCOUNTING PROBLEMS OF NOTAM
MESSAGES FOR AIRLINES OPERATIONS****Logvin A.I., Lukichev M.V.**

Problems of handling and accounting of NOTAMs are observed in modern conditions. Perspective technologies of distributing and handling of aeronautical information are considered as well as problem of efficiency evaluating of complex handling NOTAMs systems.

Key words: NOTAM messages, aeronautical information, flight dispatcher management.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), доктор технических наук, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Лукичев Михаил Владимирович, 1980 г.р., окончил Ульяновское высшее летное училище гражданской авиации (2011), аспирант УВЛУГА, область научных интересов – процессы УВД.

УДК 629.735.083:658.382

УПРАВЛЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В.М. РУХЛИНСКИЙ, Е.В. НАУМОВА

Представлена методология выбора характеристик построения сложного авиационно-технического комплекса, включающего воздушное судно, инфраструктуру, параметры экстремальных условий внешней среды и характеристики проявлений человеческого фактора.

Ключевые слова: безопасность, авиационно-транспортная система, многокритериальная оптимизация.

Сегодня гражданская авиация столкнулась с крупной научной проблемой, состоящей в необходимости проведения анализа комплекса большого числа требований и учета множества критериев, влияющих на проектирование всей авиационно-транспортной системы (АТС).

На 36 и 37 сессии Ассамблеи ИКАО часто звучали понятия «безопасность полетов», «экономическая безопасность», «экологическая безопасность» и др., что иллюстрирует тот факт, что сегодня большая часть усилий мирового авиационного сообщества направлена на повышение безопасности. В Приложении 8 к Чикагской конвенции (глава 5) сказано, что с 14.11.13 г. все изготовители и производители ВС должны разработать и внедрить систему управления безопасностью полетов (СУБП), что требует модификации существующих методик и методологий по выбору оптимальных параметров для нового воздушного судна.

Задача выбора наилучшего сочетания параметров, определяющих облик лётно-технических характеристик (ЛТХ) АТС, по существу проблемы приводится к реализации схемы решения задачи многокритериальной оптимизации (PRM).

Здесь PRM (PRM – problem) – сокращенное обозначение 2-х рассмотренных подходов в зависимости от общности. В отдельных случаях указанная задача может быть сведена к схеме векторной оптимизации (PRM-1).

При этом PRM-1 – векторная оптимизация (как наиболее простая, но и наиболее распространенная на практике).

Подход в виде PRM-2 – общая схема многокритериальной оптимизации, которая принципиально по постановке задачи не может или не должна быть сведена к векторной из-за того, что множество заданных показателей или критериев не могут быть приведены к вектору с некоторой нормой без потери физического смысла задачи оптимизации. Последнее определяет существо рассматриваемой ниже проблемы.

Действительно, в постановке задачи определены N параметров $\{\varphi_i\}, i = \overline{1, N}$, образующих множество показателей и критериев в проектируемом облике системы S_Σ .

Эти показатели по разнородным критериям должны образовать оптимальную в некотором заданном смысле совокупность, которая не обязательно определяется в виде отдельного скалярного функционала $J(S_\Sigma)$, но также может быть задана и в виде поля P значений нескольких функционалов $P = \{J_i(S_\Sigma)\} \rightarrow opt$.

Решение рассматриваемой задачи многокритериальной оптимизации формально (упрощенно – в первом приближении) может быть найдено как в рамках метода линейного программирования (по схеме PRM-1), так и на основе принципов оптимальности по Парето (PRM-2). Однако ввиду значимости ограничений, упомянутых выше, преобладающим должен быть избран принцип оптимальности по Парето, хотя это значительно сложнее и рассматривается в классе задач, относящихся к проектированию оптимального облика ТЛХ (или ТЭХ), впервые.

Метод линейного программирования PRM-1 позволяет решать задачу, которая в общем виде может быть представлена следующим образом:

Найти X_n , $n = \overline{1, N}$ такие, чтобы целевая функция $F_\Sigma(\{x_i\})$, определенная в виде линейной комбинации из X_i , была бы минимизирована $F_\Sigma(\{x_i\}) \equiv \sum_{n=1}^N C_n X_n \rightarrow \min$.

При этом должны выполняться ограничения в виде условий $\|q_{ij}\| \cdot \|X_i\| \geq \|Q_i\|$.

Переменные X_i – это разнородные показатели и критерии эффективности АТС в смысле оптимальности проектируемого облика S_Σ - ТЭХ.

Здесь каждая строка ограничений также есть некоторый вектор со своими весами значимости q_{ij} (которые для ТЭХ назначить совершенно невозможно).

Таким образом, в методе линейного программирования (PRM – 1) должна быть решена задача нахождения оптимума заданной аддитивной свертки векторных критериев, включенных в целевую функцию F_Σ .

То есть в PRM-1 векторный показатель X_Σ эффективности задан в виде $X_\Sigma = (X_1, X_2, X_3 \dots X_N)$, где X_i - компоненты вектора.

Аддитивную свертку вектора показателей, определяющих облик ТЭХ при заданной постановке задачи, недопустимо задавать в общем виде, т.к. это не имеет смысла, поскольку трудно соединить в аддитивную свертку через фиктивные коэффициенты весов-важности q_{ij} такие показатели, как уровень безопасности, зависящий, в свою очередь, от двух показателей величины риска и показателей надежности и летной годности или параметров конструкции самолетов и т.д.

Тем не менее, метод линейного программирования находит свое место как инструмент одного из этапов оптимизации в пределах формата соответствующего фрейма облика системы.

Прямое применение метода линейного программирования (PRM-1) нашло широкое внедрение в авиационных КБ, где первоочередной задачей является обоснование параметров конструкции ВС в комплексе. Теоретические обоснования метода многокритериальной оптимизации по Парето (PRM-2) без применения аддитивной свертки вектора критериев к одной целевой функции более всего подходят к реализации методологии поиска оптимального облика ТЭХ авиационного комплекса с учетом множества разнородных критериев качества и оптимальности.

Главное преимущество этого метода в его общности и применимости для исследования вариантов построения систем при разнородных критериях, при этом достигается многокритериальная оптимизация на множестве разнородных показателей.

Ограничения в том, что приходится исходить из множества или поля критериев предпочтения при переборе вариантов построения систем, при этом в некоторых случаях выбранный предпочтительный вариант может не быть лучшим, но быть более удобным в смысле достижения компромиссов. Вследствие данного обстоятельства метод оптимальности по Парето является доминирующим.

Выделение любой точки из множества точек, оптимальных по Парето, или из всего множества допустимых точек в этой задаче является весьма сложной, но достаточно важной проблемой. Дело в том, что только в целом множество точек, оптимальных по Парето, даст представление о существовании сформулированной задачи.

Выбор точки $X_\Sigma^0 \in S$ – как и в случае линейного программирования, осуществляется по двум схемам.

Схема 1. Вектор приоритетов P_k^q , $k = \overline{1, K}$, $\forall q \in K$ считается заданным Σ .

Находится соответствующая точка оптимума X^0 , у которой величина $f_q(X^0)$ приближается к заданной f_q^0 .

По заданному значению целевой функции f_q^0 составляется вектор приоритетов в поле $P_k^q, k=\overline{1, K}, q \in K$. Далее определяется $X^0 \in S$.

Решение производится по шагам:

Шаг 1. Решается задача поиска наилучших вариантов с равнозначными критериями (гипотеза - 1). Находится множество точек оптимума $X_k^*, k=\overline{1, K}$ и значения целевых функций в этих точках f_k^* . Набор полученных значений представляет собой границу множества Парето.

Шаг 2. Заполняется внутренняя область поля Парето в пределах найденных границ значений на множестве (неаддитивном) неоднородных критериев, образуется полное поле Парето, в общем случае с неоднородной плотностью, выбор в котором определен множеством некоторых функций предпочтения.

Шаг 3. Выбираются компромиссные варианты с учетом множества предпочтений доминирующих критериев, и составляется множество компромиссных решений.

Подобные процедуры, несмотря на громоздкость, эффективно автоматизируются на основе компьютерных технологий.

Для обеспечения применимости методов многокритериальной оптимизации, типа линейного программирования и метода оптимальности по Парето предлагается следующая трактовка облика ТЭХ АТС как заданной системы в форме S_Σ (выше).

Принимается, что множество S_Σ - это система в виде множества подсистем, которые должны быть выбраны из некоторого полного множества $S_{\Sigma\Sigma} = \{S_{\Sigma k}\}$.

При этом каждая $S_{\Sigma k}, k=\overline{1, n}$ - это k -я версия принятого набора показателей в облике ТЭХ характеристик системы в целом. Каждая из этих k -выборок принимается за некоторое решение $S_{ki} \rightarrow x_i$. Тогда образуется множество возможных решений $\{x_i\}$ по выбору подсистем $S_{\Sigma ki}$ из $S_{\Sigma K}$. Далее, каждому решению x_i сопоставляется критерий Y_{ri} - один, два или несколько $r_i = \overline{1, n_r}$. Образуется иерархия критериев и показателей качества Y_{ri} для каждого решения $x_i \approx S_{\Sigma ki} \Rightarrow \{y_{i1}, y_{i2}, y_{i3}, \dots\}, i = \overline{1, N}$.

Из этого вытекает существование многокритериальной оптимизации в общей постановке (без аддитивной свертки) системы $S_{\Sigma\Sigma} = S_\Sigma = \{S_{\Sigma k}\}$ на множестве Y_Σ , содержащем подмножество критериев $y_{ri} : y_{ri} \in Y_\Sigma = \{y_{ri} | r = \overline{1, N}, i = \overline{1, n_r}\}$.

Данная система образует поле Парето-решений, среди которых надо найти оптимальные $y_{ri*} \in Y_\Sigma$ в множестве Y_Σ , а затем выбрать единственный наилучший показатель $y_{rr**} \in Y_\Sigma$. Подобный наилучший показатель, найденный путем перебора предпочтений, позволяет найти оптимальный облик характеристик системы (ТЭХ) S_Σ^* .

Если все y_{ri} независимые, то схема достаточно четкая. Однако при поиске облика характеристик перспективных ВС ГА приходится решать вопрос о взаимосвязи критериев качества. Например, показатели безопасности зависят от качества ВС и от показателей надежности. Системы обеспечения надежности определяются структурными и техническими свойствами. Риски возникновения авиапроисшествий определяются проявлением человеческого фактора и воздействиями внешней среды.

Однако другого подхода к решению поставленной задачи предложить не удастся.

Схема 2. Схема оптимизации показателей качества АТС, включенных в облик ТЭХ S_Σ , по методу многокритериальной (в целом не векторной) оптимизации по Парето базируется на следующих гипотезах:

- разбиения S_{Σ} на подсистемы $S_{\Sigma L}$ из независимых модулей $S_{\Sigma L}, S_{\Sigma L}, \dots$, в которых показатели качества $Y_{\Sigma Li}$ однотипные на множестве элементов модулей, но различные в модулях;
- в каждом модуле используется свой алгоритм выбора оптимального решения, например, это могут быть и векторные (в виде аддитивной свертки) показатели и алгоритмы параметрического синтеза по методу случайного поиска и т.д.;
- окончательный выбор наилучшего решения $Y_{\Sigma L}^*$ производится в поле Парето на множестве разумных предпочтений в пределах допустимых компромиссов.

Изложенная здесь схема разрабатывается впервые и отражает специфику объектов сложного авиатранспортного комплекса гражданской авиации.

Таким образом, в принятой постановке удастся отразить и специфику оптимизации конструкции ВС, условия эксплуатации, методику управления безопасностью и требование по обеспечению безопасности полетов ВС ГА на основе РУБП (ИКАО) и методов исчисления рисков.

ЛИТЕРАТУРА

1. Приложение 8 к Чикагской конвенции. Летная годность воздушных судов. - Монреаль: ИКАО, 2010.
2. Рухлинский В.М. Методология формирования обличковых характеристик высокоэффективных самолетов нового поколения: дисс. ... д-ра техн. наук. - М.: МГТУ ГА, 2009.
3. Rukhlinskiy V., Kuklev E., Malysheva L. Risks and safety of complex aviation systems. // Assembly – 37th Session, ICAO, Canada, Montreal, A37-WP/113, 28 September to 08 October, 2010. 4p. / <http://www.icao.int/cgi/a37.pl?wp:TE>.
4. Никитин А.П., Чернавская О.Д., Чернавский Д.С. Распределение Парето в динамических системах, находящихся в шумовом поле: труды ИОФ им. А.М. Прохорова. - 2009. - С. 107-123.

OPERATIONAL ACTIVITIES' SAFETY MANAGEMENT

Rukhlinskiy V.M., Naumova E.V.

In this article is presented a methodology for choosing characteristics for establishing a complicated aviation complex which incorporates aircraft, infrastructure, extreme environmental conditions and characteristics of human factor.

Key words: safety, aircraft-transport system, optimization.

Сведения об авторах

Рухлинский Виктор Михайлович, 1946 г.р., окончил МАИ им. Орджоникидзе (1973), доктор технических наук, председатель Комиссии по связям с ИКАО, международными и межгосударственными организациями Межгосударственного авиационного комитета, автор более 110 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, эксплуатационно-технические характеристики гражданской авиационной техники и поддержание летной годности самолетов ГА.

Наумова Екатерина Викторовна, окончила Московский открытый государственный университет (2002), автор 5 научных работ, область научных интересов – страховые риски и правовые основы безопасности систем.

УДК 656.7.072.51

ПОДХОД К ОЦЕНКЕ КРИТИЧНОСТИ ОБЪЕКТОВ ИНФРАСТРУКТУРЫ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА, ОСНОВАННЫЙ НА МЕТОДЕ ДЕКОМПОЗИЦИИ ЗАДАЧ АВИАПРЕДПРИЯТИЯ

Б.С. ПРЯХИН

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

Рассматривается подход, позволяющий определять критические объекты инфраструктуры воздушного транспорта для целевого функционала авиапредприятия и их пороговые значения показателей качества функционирования в условиях применения актов незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации.

Ключевые слова: авиационная безопасность, воздушный транспорт.

Подход к оценке критичности объектов инфраструктуры воздушного транспорта (ОИВТ) основан на методе декомпозиции задач объектов старшего уровня на задачи объектов младшего уровня и взаимодействующих объектов. Полагаем, что модель нарушителя известна, и требования к планируемому акту незаконного вмешательства (АНВ) заданы пороговыми значениями показателей качества функционирования авиапредприятия после проведения воздействия $h_{пред,i}$, времени и вероятности их достижения, а также доступными финансовыми, материальными, людскими и временными ресурсами [1].

Авиапредприятия (аэропорты, авиакомпании, система организации воздушного движения) представляют собой совокупность объектов разного уровня сложности, взаимодействующих между собой и с внешними объектами с целью выполнения задач, соответствующих функциональному назначению.

ОИВТ выполняют свои частные задачи, характеризующиеся показателями качества функционирования. На качество и способы решения задач ОИВТ могут оказывать влияние различные условия и обстоятельства, имея информацию о которых, можно оценить значение показателя качества функционирования ОИВТ.

Для выполнения задачи ОИВТ старшего уровня необходимо решение задач, вложенных и взаимодействующих объектов, для выполнения которых, в свою очередь, требуется решить задачи ОИВТ более младшего уровня. Иными словами, выполняется правило декомпозиции задач объектов старшего уровня на задачи объектов младшего уровня и взаимодействующих объектов. Применительно к вопросу анализа последствий АНВ в деятельность авиапредприятия при потенциально уязвимых элементах ОИВТ объектом самого старшего уровня считается авиапредприятие, а самого младшего уровня – потенциально уязвимые элементы.

Показатели качества функционирования ОИВТ старшего уровня E_i связаны функциональной зависимостью с показателями качества функционирования ОИВТ младшего уровня (включая объекты, не входящие в состав ОИВТ) $E_{i,1}, \dots, E_{i,N}$, а также различными условиями $C_{i,1}, \dots, C_{i,M}$, влияющими на выполнение задачи $E_i = f_i(E_{i,1}, \dots, E_{i,N}, C_{i,1}, \dots, C_{i,M})$.

Для оценки показателей качества функционирования ОИВТ младшего уровня применима аналогичная зависимость.

Исходя из предположения, что на ОИВТ самого младшего уровня (потенциально уязвимые элементы), нарушитель может оказывать воздействия, их показатели качества функционирования в условиях применения АНВ можно представить в виде $E_{i,j,k} = f_{i,j,k}(C_{i,j,k,1}, \dots, C_{i,j,k,S}, U_{i,j,k,1}, \dots, U_{i,j,k,V})$,

где $C_{i,j,k,1}, \dots, C_{i,j,k,S}$ - условия, влияющие на выполнение задачи ОИВТ самого младшего уровня; $U_{i,j,k,1}, \dots, U_{i,j,k,V}$ - возможные воздействия нарушителя.

Пример, схематически поясняющий принцип декомпозиции задач авиапредприятия, представлен на рис. 1.

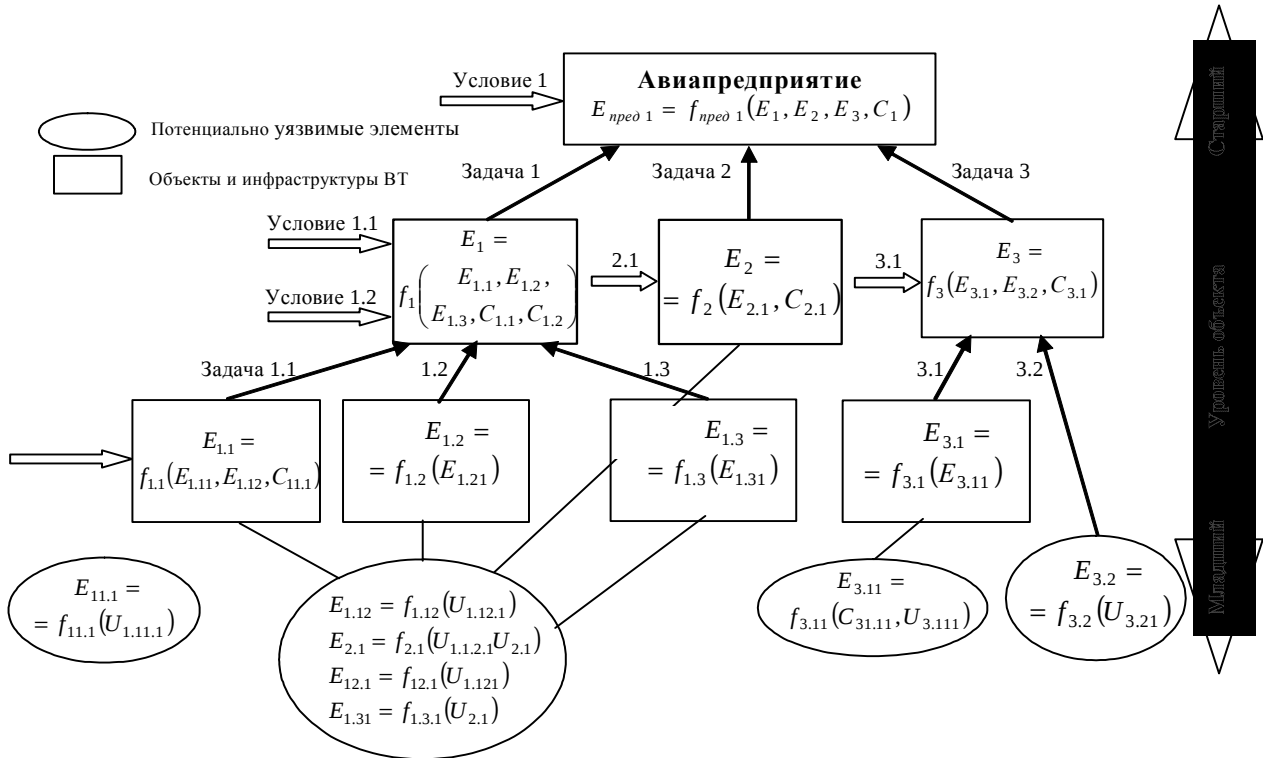


Рис. 1. Принцип декомпозиции задач авиапредприятия

Получив аналитические или эмпирические функции для показателей качества функционирования ОИВТ всех уровней и имея информацию об условиях, влияющих на выполнение их задач, необходимо, основываясь на пороговых значениях показателей качества функционирования авиапредприятия, вычислить, последовательно понижая уровень ОИВТ, требуемые пороговые значения качества функционирования всех ОИВТ, включая потенциально уязвимые элементы. Пример, схематически поясняющий этот процесс, представлен на рис. 2.

Используя полученные пороговые значения показателей качества функционирования потенциально уязвимых элементов $h_{i,j,k}$, находятся возможные воздействия нарушителя на них, при которых выполняется неравенство $f_{i,j,k}(C_{i,j,k,1}, \dots, C_{i,j,k,S}, U_{i,j,k,1}, \dots, U_{i,j,k,V}) \leq h_{i,j,k}$.

Те потенциально уязвимые элементы (или их комбинации), для которых при полученных пороговых значениях показателей качества функционирования воздействия нарушителя не находятся в пределах области допустимых значений, исключаются из дальнейшего анализа.

Далее среди выбранных сценариев АНВ последовательно осуществляется отбор потенциальных вариантов, удовлетворяющих допустимым значениям времени и вероятности достижения пороговых значений показателей качества функционирования авиапредприятия, а также потребных ресурсов (финансовых, материальных, людских, временных) для подготовки и реализации АНВ.

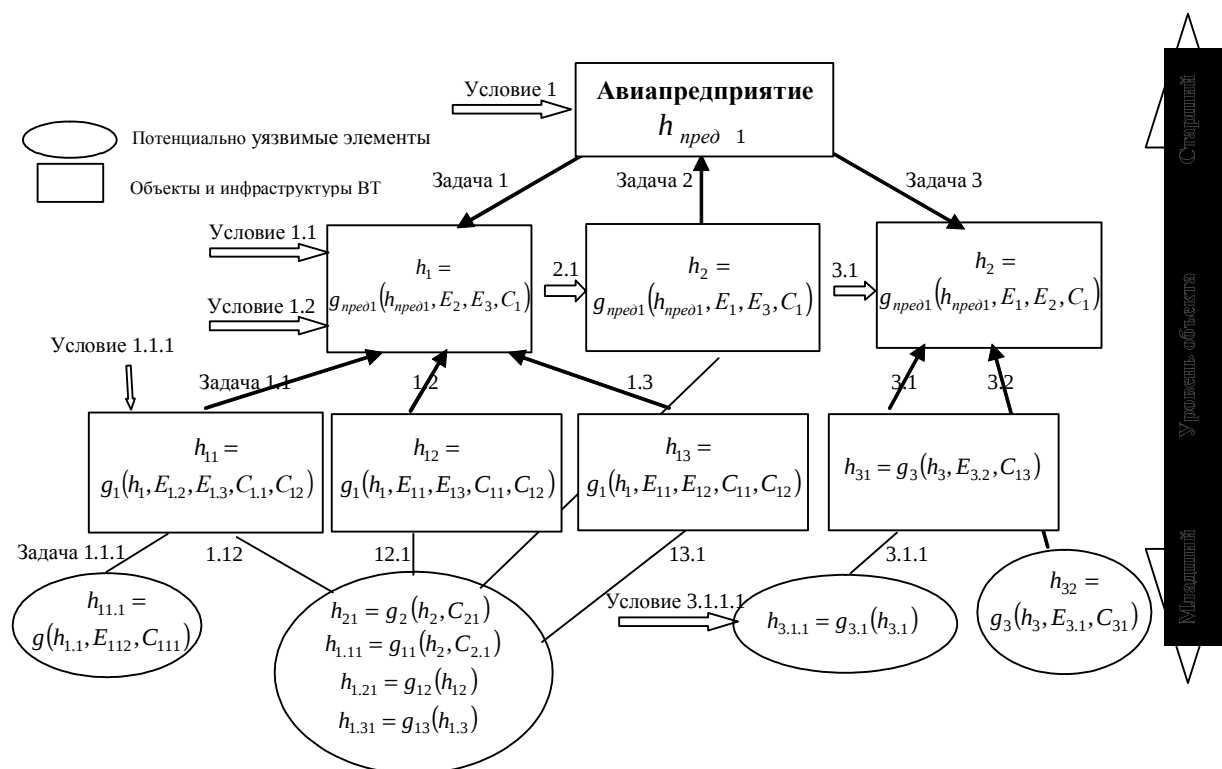


Рис. 2. Принцип определения требуемых пороговых значений показателей качества функционирования потенциально уязвимых элементов объектов инфраструктуры воздушного транспорта

Потенциально уязвимые элементы ОИВТ, воздействие нарушителя на которые приводит к деградации значений показателей качества функционирования авиапредприятия до пороговых значений при допустимых значениях времени и вероятности их достижения, а также потребных ресурсов, считаются критичными в заданных условиях функционирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пряхин Б.С.** Подход к определению приоритетных объектов инфраструктуры воздушного транспорта, подлежащих защите от актов незаконного вмешательства // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 193.

APPROACH TO CRITICALITY ASSESSMENT AIR TRANSPORT INFRASTRUCTURE BASED TASKS AIRLINE OF DECOMPOSITION METHODS

Pryakhin B.S.

The approach allows one to identify the critical infrastructure of air transport to the target functional airline and the threshold values of quality of functioning in terms of acts of unlawful interference with civil aviation.

Key words: aviation security, a model of the offender.

Сведения об авторе

Пряхин Борис Сергеевич, 1979 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2001), докторант МГТУ ГА, кандидат технических наук, автор более 40 научных работ, область научных интересов – авиационная безопасность.

УДК 629.735

ПОСТРОЕНИЕ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ОПЕРАТИВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В НЕШТАТНОЙ И СБОЙНОЙ СИТУАЦИЯХ

Ю.М. ЧИНЮЧИН, К.Н. ДОДОНОВ

В статье рассматриваются принципы построения технологических графиков обслуживания ВС с использованием имитационных моделей производственных процессов в аэропортах ГА.

Ключевые слова: производственная деятельность авиапредприятий ГА, имитационная модель.

Для выполнения работ, связанных с подготовкой ВС к полёту, в аэропортах ГА формируется система наземного обслуживания воздушных судов (НОВС). Основным требованием, предъявляемым к данной системе, является обеспечение выполнения суточного плана полётов ВС, который рассматривается как исходный нормативный документ, в соответствии с которым организуется работа системы НОВС.

Очевидно, что для успешного выполнения поставленной задачи характеристики исследуемой системы НОВС должны соответствовать параметрам входного потока требований на обслуживание ВС, содержащихся в плане полётов. В качестве таких параметров будем рассматривать тип ВС, характер выполняемого им i -го рейса, объём работ Q по обслуживанию ВС, плановое время прибытия $t_{i \text{ ПРИБ (ПЛАН)}}$ и отправления $t_{i \text{ ОТПР (ПЛАН)}}$ ВС. Эти данные позволяют определить последовательность и технологию обслуживания ВС, продолжительность выполнения отдельных операций t_{ij} и всего процесса $T_{\text{ПОД}}$ подготовки ВС к полёту в целом, а также потребное количество единиц ресурсов аэропорта m , необходимых для реализации составленного производственного плана. При этом особое значение имеет состояние системы НОВС, в частности, наличие потребного количества единиц ресурсов и их работоспособность.

Процесс функционирования системы НОВС носит стохастический характер, что вызвано влиянием различных случайных факторов, которые можно разделить на две группы: внешние, связанные с изменением характера входного потока требований на обслуживание ВС, и внутренние, определяемые состоянием наземной базы аэропорта.

В результате воздействия указанных факторов возникают ситуации, развитие которых может привести к снижению уровня регулярности и безопасности полётов ВС. Данные ситуации рассматриваются как нештатные, несмотря на то, что они являются весьма характерными для авиапредприятий. Для таких ситуаций также осуществляется планирование наземного обслуживания ВС.

Изменение характера входного потока требований на обслуживание ВС

Модель процесса функционирования системы НОВС в нештатной ситуации при обслуживании ВС с использованием «комплекса ресурсов» аэропорта представлена на рис. 1. В данной модели имитируется внесение в СПП двух дополнительных транзитных рейсов, что представляет собой изменение характера входного потока требований на обслуживание ВС. В качестве «комплекса ресурсов» здесь рассматривается совокупность всех единиц ресурсов аэропорта, задействованных в процессе обслуживания данного авиарейса.

Очевидно, что обеспечение выполнения действующего СПП без его корректировки меньшим количеством «комплексов» оказывается невозможным. Система НОВС использует дополнительный «комплекс ресурсов» для обеспечения выхода из нештатной ситуации. Формирование нового производственного плана работы авиапредприятия приводит к изменению (относительно штатной ситуации) основных показателей, характеризующих процесс функционирования системы НОВС:

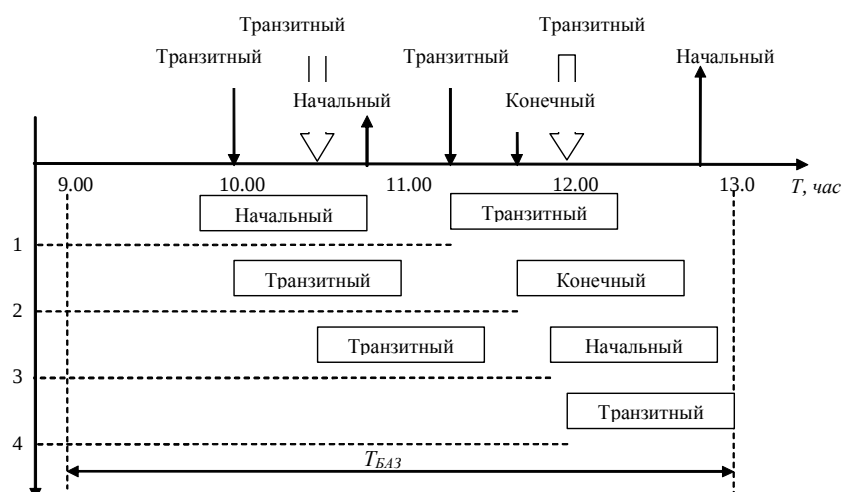


Рис. 1. Модель процесса функционирования системы НОВС в нештатной ситуации при обслуживании ВС с использованием «комплексов ресурсов» аэропорта

1. V – необходимое количество «комплексов ресурсов», которыми должно располагать авиапредприятие для обеспечения своевременного обслуживания ВС P_i и выполнения СПП;
 2. $T_{ПРОЦ\ i h}$ – продолжительность наземного обслуживания ВС, выполняющего i -й рейс, с использованием h -го «комплекса ресурсов» аэропорта; 3. $T_{НАР\ h}$ – наработка h -го «комплекса ресурсов» аэропорта в течение рассматриваемого периода; 4. $T_{НАР\ v}$ – суммарная наработка всех «комплексов ресурсов» V аэропорта при обслуживании ВС P_i в течение рассматриваемого периода. Другими словами – суммарная продолжительность обслуживания всех авиарейсов, предусмотренных СПП; 4. $T^1_{ПРОСТ\ h}$ – абсолютная продолжительность простоя h -го «комплекса ресурсов» аэропорта в течение рассматриваемого периода; 5. $T^2_{ПРОСТ\ h}$ – продолжительность простоя h -го «комплекса ресурсов» аэропорта относительно суммарной наработки всех «комплексов ресурсов» V ; 6. $K^1_{НАР\ h}$ – коэффициент наработки h -го «комплекса ресурсов» аэропорта относительно рассматриваемого периода; 7. $K^2_{НАР\ h}$ – коэффициент наработки h -го «комплекса ресурсов» аэропорта относительно суммарной наработки всех «комплексов ресурсов» V ; 8. $K^1_{ПРОСТ\ h}$ – коэффициент простоя h -го «комплекса ресурсов» аэропорта относительно рассматриваемого периода; 9. $K^2_{ПРОСТ\ h}$ – коэффициент простоя h -го «комплекса ресурсов» аэропорта относительно суммарной наработки всех «комплексов ресурсов» V . 10. m – потребное количество единиц каждого вида ресурсов f , необходимое для обеспечения своевременного обслуживания ВС и выполнения СПП; 11. $t_{ОПЕР\ j i}$ – продолжительность использования j -й единицы ресурса при обслуживании ВС, выполняющего i -й рейс; 12. $T_{НАР\ j}$ – продолжительность использования j -й единицы ресурса при обслуживании ВС в течение рассматриваемого периода; 13. $T_{НАР\ f}$ – суммарная продолжительность использования f -го вида ресурсов при обслуживании ВС в течение рассматриваемого периода; 14. $T^1_{ПРОСТ\ j}$ – абсолютная продолжительность простоя j -й единицы ресурса в течение рассматриваемого периода. 15. $T^2_{ПРОСТ\ j}$ – продолжительность простоя j -й единицы ресурса относительно суммарной продолжительности использования f -го вида ресурсов; 16. $K^1_{НАР\ j}$ – коэффициент использования j -й единицы ресурса относительно рассматриваемого периода; 17. $K^2_{НАР\ j}$ – коэффициент использования j -й единицы ресурса относительно суммарной продолжительности использования f -го вида ресурсов; 18. $K^1_{ПРОСТ\ j}$ – коэффициент простоя j -й единицы ресурса относительно рассматриваемого периода; 19. $K^2_{ПРОСТ\ j}$ – коэффициент простоя j -й единицы ресурса относительно суммарной продолжительности использования f -го вида ресурсов.

Аналогичным образом может быть построена модель процесса функционирования системы НОВС в нештатной ситуации при обслуживании ВС с использованием конкретных единиц ресурсов аэропорта.

Ограничение количества единиц ресурсов аэропорта

Данное условие предполагает отсутствие потребного количества единиц m каждого вида ресурсов аэропорта f , необходимых для обеспечения своевременного обслуживания ВС и выполнения СПП. Функционирование системы НОВС в таких условиях неизбежно приводит к возникновению нештатной ситуации, когда обслуживание всех рейсов, предусмотренных СПП, оказывается невозможным. Решением данной проблемы является корректировка СПП и изменение времени начала и окончания обслуживания авиарейсов P_i таким образом, чтобы обеспечить выполнение всех требуемых работ в полном объёме.

Основные показатели эффективности функционирования системы НОВС в нештатной ситуации были приведены выше, однако в данном случае дополнительно используются следующие характеристики: 1. $N_{ПЕР\ BC}$ – количество перенесённых (задержанных) авиарейсов; 2. $t_{ПЕР\ i}$ – время задержки (переноса) i -го рейса, ч; 3. $T_{ПЕР\ BC}$ – суммарное время задержки (переноса) всех рейсов, ч.

Для определения значений указанных характеристик используются следующие формулы

$$t_{ПЕР\ i} = t_{ОТПР(ФАКТ)}_i - t_{ОТПР(ПЛАН)}_i; T_{ПЕР\ BC} = \sum_{i=1}^{N_{ПЕР\ BC}} t_{ПЕР\ i}.$$

Данные характеристики используются при анализе нештатной ситуации, определении финансовых и материальных затрат, необходимых для обеспечения выхода из неё, и компенсационных выплат. С использованием рассматриваемых характеристик производится анализ процесса функционирования системы НОВС в нештатной ситуации с целью определения степени её надёжности. Очевидно, что для надёжной системы НОВС выполняются следующие условия: $t_{ПЕР\ i}=0$; $N_{ПЕР\ BC} = 0$.

Модель процесса функционирования системы НОВС в нештатной ситуации при ограниченном количестве «комплексов ресурсов» аэропорта представлена на рис. 2.

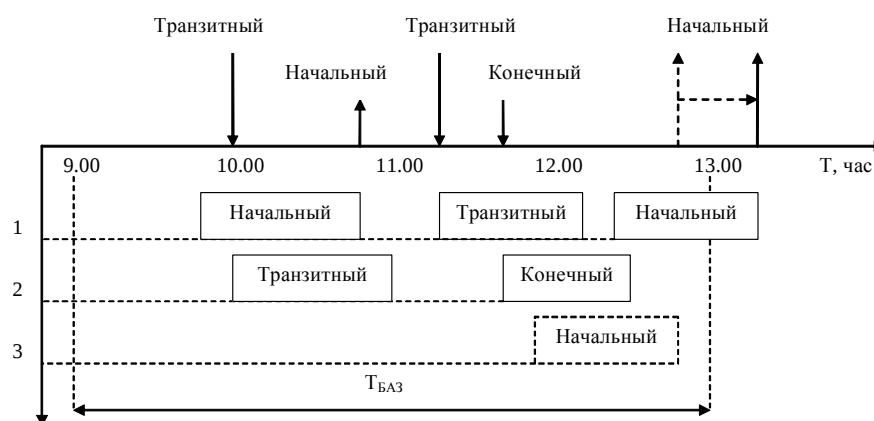


Рис. 2. Модель процесса функционирования системы НОВС в нештатной ситуации при ограниченном количестве «комплексов ресурсов» аэропорта

В данном случае в течение рассматриваемого периода установлено ограничение на количество используемых «комплексов ресурсов» аэропорта, т.е. обслуживание всех авиарейсов, предусмотренных СПП, должно осуществляться с использованием двух «комплексов». Отметим, что привлечение третьего «комплекса ресурсов» было связано с необходимостью обслуживания начального рейса, время отправления которого составляет 12 ч 50 мин. С целью выполнения ограничения обслуживание данного рейса необходимо произвести с использованием

первого «комплекса ресурсов», однако это оказывается возможным только по окончании обслуживания транзитного рейса. Таким образом, выполнение требуемых работ по обслуживанию начального рейса в полном объёме обеспечивается при переносе времени отправления ВС на 30 мин. по сравнению с плановым, что также должно отражаться в СПП. Отметим, что в данном случае при планировании наземного обслуживания ВС решалась задача распределения и оптимального использования ограниченных ресурсов аэропорта, которая характеризует процесс функционирования системы НОВС в нештатной ситуации.

Таким образом, построенная имитационная модель позволяет учитывать состояние наземной базы аэропорта, которое накладывает ограничение на количество ресурсов, используемых в процессе функционирования системы НОВС. Кроме того, результаты применения данной имитационной модели в процессе планирования наземного обслуживания ВС могут использоваться не только при составлении производственного плана работы авиапредприятия, но и при формировании расписания движения ВС в аэропорту (СПП).

Модель процесса функционирования системы НОВС в сбойной ситуации

Процесс функционирования аэропорта как системы наземного обеспечения авиaperевозок имеет стохастический характер. Наибольшее влияние на данный процесс оказывает характер входного потока требований на обслуживание ВС, на основании которого формируется производственный план работы аэропорта. Характер входного потока определяется множеством различных факторов. Формирование производственного плана работы аэропорта осуществляется с учётом фактического состояния его наземной базы и особенностей функционирования системы НОВС. Сочетание неблагоприятных факторов может привести к возникновению ситуации, когда система НОВС окажется не в состоянии обеспечить обслуживание входного потока требований. Если при этом нарушаются производственные планы работы аэропортового комплекса в целом, то такая ситуация рассматривается как сбойная.

Сбойная ситуация характеризуется нарушением расписания движения ВС, в результате которого происходит скопление ВС и пассажиров в аэропорту. Данное определение характеризует состояние авиатранспортной системы в целом, поскольку отражает лишь внешнее проявление сбойной ситуации; внутреннее проявление связано со сбоем в работе системы НОВС. Однако возникновение сбойной ситуации в аэропорту может прогнозироваться, так как сбойная ситуация является развитием нештатной ситуации. Следовательно, возникновение сбойной ситуации можно предупредить путём соответствующего воздействия на систему НОВС с целью оптимизации процесса её функционирования в реальных условиях. Тем самым обеспечивается выполнение СПП и восстановление характеристик авиатранспортной системы. Отметим, что воздействие на систему НОВС может быть как ресурсным, так и информационным.

Сбойная ситуация может возникнуть, например, в результате временного закрытия аэропорта. Закрытие аэропорта сопровождается нарушением производственного плана работы системы НОВС. Модель процесса функционирования системы НОВС в сбойной ситуации при обслуживании ВС с использованием «комплексов ресурсов» аэропорта представлена на рис. 3.

При моделировании процесса функционирования системы НОВС будем предполагать, что прибытие всех авиарейсов, предусмотренных СПП, осуществляется до момента закрытия аэропорта, которое происходит в 10 ч 30 мин. Очевидно, что вылет всех ВС, находящихся на аэродроме, возможен только после открытия аэропорта в момент $t_{\text{откр}}$, в соответствии с которым определяется фактическое время отправления ВС, выполняющих i -е рейсы ($t_i \text{ ОТПР (ФАКТ)}$). В этом случае подготовка ВС к полёту осуществляется в соответствии с технологическими графиками, разработанными с учётом времени $t_i \text{ ОТПР (ФАКТ)}$, что предполагает повторное планирование наземного обслуживания ВС.

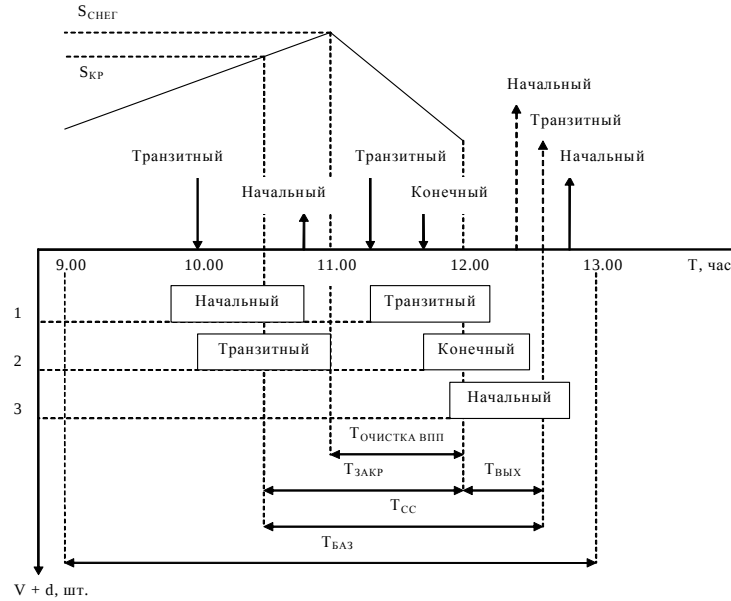


Рис. 3. Модель процесса функционирования системы НОВС в сбойной ситуации при обслуживании ВС с использованием «комплексов ресурсов» аэропорта: $S_{СНЕГ}$ – толщина снежного покрова, образовавшегося в результате выпадения осадков при неблагоприятном метеоявлении; $S_{КР}$ – критическая толщина снежного покрова, при достижении которой аэропорт закрывается для приема и выпуска ВС, определяется в зависимости от типа ВС согласно РЛЭ

Для определения эффективности функционирования системы НОВС в сбойной ситуации используются следующие основные показатели: V , $T_{ПРОЦ\ i h}$, $T_{НАР\ h}$, $T_{НАР\ v}$, $T^1_{ПРОСТ\ h}$, $T^2_{ПРОСТ\ h}$, $K^1_{НАР\ h}$, $K^2_{НАР\ h}$, $K^1_{ПРОСТ\ h}$, $K^2_{ПРОСТ\ h}$; m , $t_{ОПЕР\ j i}$, $T_{НАР\ j}$, $T_{НАР\ f}$, $T^1_{ПРОСТ\ j}$, $T^2_{ПРОСТ\ j}$, $K^1_{НАР\ j}$, $K^2_{НАР\ j}$, $K^1_{ПРОСТ\ j}$, $K^2_{ПРОСТ\ j}$; $N_{ПЕР\ ВС}$, $t_{ПЕР\ i}$, $T_{ПЕР\ ВС}$. Сбойная ситуация характеризуется с использованием следующих параметров: $T_{СС}$ – продолжительность сбойной ситуации, мин. $T_{СС} = T_{ЗАКР} + T_{ВЫХ}$; $T_{ЗАКР}$ – продолжительность периода, в течение которого аэропорт был закрыт для приёма и выпуска ВС, мин. $T_{ЗАКР} = t_{ОТКР} - t_{ЗАКР}$, $T_{ВЫХ}$ – продолжительность периода, в течение которого осуществлялся выход из сбойной ситуации, мин. $T_{ВЫХ} = t_{ВЫХ} - t_{ОТКР}$, где $t_{ЗАКР}$ – время (момент) закрытия аэропорта; $t_{ОТКР}$ – время (момент) открытия аэропорта; $t_{ВЫХ}$ – время (момент) нормализации работы авиапредприятия в соответствии с установленным расписанием движения ВС и производственным планом.

После открытия аэропорта необходимо обеспечить выпуск всех задержанных авиарейсов, что требует привлечения дополнительных ресурсов для ликвидации сбойной ситуации. Следовательно, помимо «комплексов ресурсов» V , обслуживающих ВС в штатной ситуации, авиапредприятие должно располагать дополнительными «комплексными» d . В этом случае процесс функционирования системы НОВС при ликвидации сбойной ситуации характеризуется следующими показателями: V – количество «комплексов ресурсов» аэропорта, используемых при обслуживании ВС в штатной ситуации; d – дополнительное количество «комплексов ресурсов» аэропорта, используемых при обслуживании ВС в сбойной ситуации (в процессе её ликвидации); $T_{НАР\ d}$ – суммарная наработка дополнительных «комплексов ресурсов» аэропорта d , используемых при обслуживании ВС в сбойной ситуации (в процессе её ликвидации):

$$T_{НАР\ d} = \sum_{i=1}^n T_{ПРОЦ\ i d}, \text{ где } T_{ПРОЦ\ i d} \text{ – продолжительность использования «комплекса ресурсов» } d$$

при обслуживании ВС, выполняющего i -й рейс.

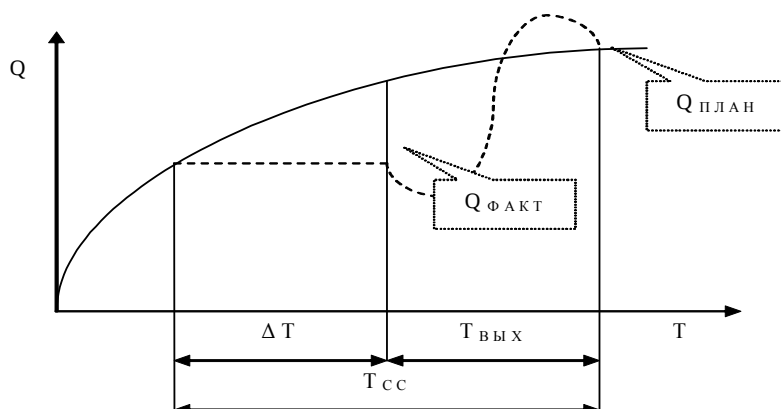


Рис. 4. Модель возникновения, развития и ликвидации сбойной ситуации в работе системы НОВС: $Q_{ПЛАН}$ – объем работ по обслуживанию ВС, выполняемый системой НОВС в соответствии с производственным планом; $Q_{ФАКТ}$ – объем работ по обслуживанию ВС, фактически выполняемый системой НОВС при возникновении сбойной ситуации; ΔT – период возникновения и развития сбойной ситуации; $T_{ВЫХ}$ – период, в течение которого осуществляется выход из сбойной ситуации (восстановление характеристик системы НОВС); $T_{СС}$ – продолжительность сбойной ситуации

Для обеспечения бесперебойной работы системы НОВС, выполнения СПП и повышения уровня регулярности полётов ВС необходимо сокращать продолжительность сбойной ситуации $T_{СС}$ и значения связанных с ней параметров ($T_{ЗАКР}$, $T_{ВЫХ}$). Уменьшение $T_{ВЫХ}$ сопровождается увеличением количества ресурсов аэропорта, используемых системой НОВС для ликвидации сбойной ситуации (рис. 4). Следовательно, планирование наземного обслуживания ВС в сбойной ситуации должно осуществляться, чтобы обеспечить оптимальное количество привлекаемых дополнительных ресурсов и продолжительность выхода из сбойной ситуации.

Выводы

Процессы функционирования системы НОВС хорошо поддаются формализации и моделированию, что позволяет осуществлять оперативное планирование и управление наземным обслуживанием ВС. Применение имитационных моделей производственных процессов позволяет обосновывать рациональность принимаемых решений с использованием количественных показателей.

MAKING A SIMULATION MODEL OF PROCESS OF AIRCRAFT MAINTENANCE IN OFF-OPTIMUM SITUATION AND ERROR CONDITION

Chinuchin U.M., Dodonov K.N.

The article is devoted to concept of construction of aircraft maintenance graphs with application of simulation models of production processes in civil aviation airports.

Key words: production activities of civil aviation airports, simulation model.

Сведения об авторах

Чинючин Юрий Михайлович, 1941 г.р., окончил КуАИ (1965), профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация и поддержание летной годности воздушных судов, повышение эксплуатационно-технических свойств авиационной техники.

Додонов Константин Николаевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – оперативное техническое обслуживание воздушных судов на перроне аэропорта, комплексная подготовка воздушных судов к полёту.

УДК 629.7.05

О ПРОЯВЛЕНИИ ОТКАЗОВ В БОРТОВОЙ ЦИФРОВОЙ УПРАВЛЯЮЩЕЙ МАШИНЕ

Н.Н. СУХИХ

Обосновывается описание проявления отказов (сбоев) в бортовой цифровой управляющей машине (БЦУМ) с помощью изменения коэффициента передачи БЦУМ. Данная формализация позволяет в дальнейшем решать задачи анализа и синтеза цифровых законов управления полетом.

Ключевые слова: передаточная функция, коэффициент передачи, бортовая цифровая автоматическая система управления полетом.

Передаточная функция БЦУМ представляет собой отношение изображений входной и выходной величин, взятых в безразмерной (цифровой) форме

$$D(z) = (b_s + b_{s-1}z + \dots + b_0z^s) / (a_k + a_{k-1}z + \dots + a_0z^k). \quad (1)$$

Поскольку $k \geq s$, то в предельном случае, когда $s=k$, из (1) получим

$$D(z) = (b_0 + b_1z^{-1} + \dots + b_kz^{-k}) / (a_0 + a_1z^{-1} + \dots + a_kz^{-k}). \quad (2)$$

Передаточную функцию БЦУМ вида (1) или (2) можно представить в виде [1] $D(z) = K_u D_0(z)$, где K_u – коэффициент передачи ЦУМ.

Рассмотрим проявление отказов в БЦУМ с передаточной функцией $D(z)$, выделив данное устройство как отдельное дискретное звено (совместно с экстраполятором), и исследуем его переходные характеристики на примере рис. 1.

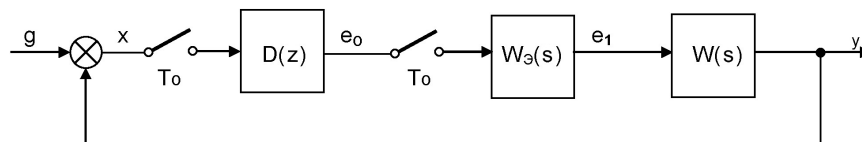


Рис. 1. Цифровая автоматическая система

При реализации в БЦУМ закона статического типа $D(z) = K_u D_0(z)$, где K_u – коэффициент передачи цифровой машины и $D_0(1)=1$, переходная характеристика будет иметь вид, показанный на рис. 2 (график 1).

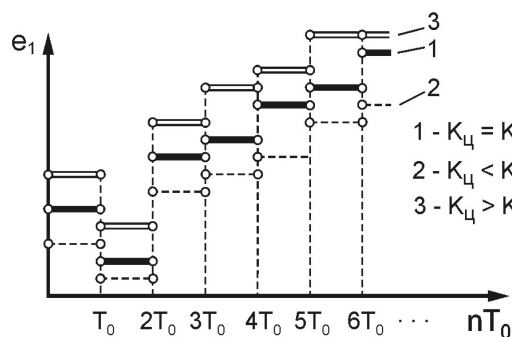


Рис. 2. Переходные характеристики БЦУМ, реализующей закон статического типа

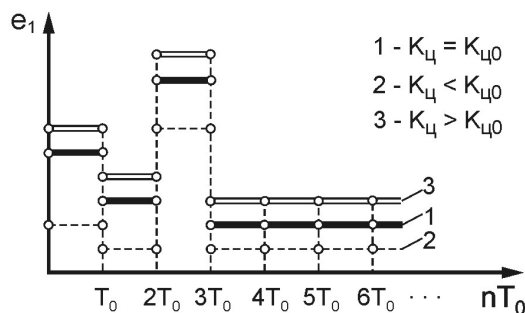


Рис. 3. Переходные характеристики БЦУМ, реализующей интегрирующий закон

Возникновение отказа (сбоя) приведет к тому, что выходной сигнал БЦУМ будет отличаться от номинального (графики 2 и 3). Аналогично на рис. 3 показаны переходные характеристики цифровой машины, реализующей интегрирующий закон с $D_0(z) = D_0'(z)/(z-1)$, где $D(z) = K_{ц} D_0(z)$; $K_{ц} = \lim_{n \rightarrow \infty} \Delta e_1[n]$; $D_0(1)=1$ при нормальном вычислении и при наличии отказов.

К появлению отказа может привести большое число причин: флуктуационные колебания параметров элементов, изменение электрических нагрузок и т.д. Они также могут возникать в различных элементах БЦУМ. Это осложняет описание отказов и выдвигает задачу введения показателя, учитывающего отклонения выходной величины от расчетных значений вследствие отказов.

В ряде работ в качестве такого показателя рассматривается амплитуда эквивалентного возмущения на входе объекта, которым в линейной системе можно описать результаты при возникновении отказа в управляющей машине. Его амплитуда является случайной функцией и зависит от элемента и микротакта, где произошел отказ, т.е. $L = f(k, S)$, где k – номер элемента; S – номер микротакта.

Эти выводы носят теоретический характер и не подтверждаются какими-либо исследованиями. Кроме того, исследование функции $f(k, S)$ не позволяет разработать какие-либо практические методы, уменьшающие влияние отказов БЦУМ на поведение бортовой цифровой автоматической системы.

Предлагается описать отклонения выходной величины БЦУМ от расчетных значений вследствие отказов с помощью изменения коэффициента передачи БЦУМ.

Кривые 1 соответствуют вычислению при номинальном коэффициенте передачи $K_{ц0}$, кривые 2 – при коэффициенте $K_{ц} < K_{ц0}$, кривые 3 – при $K_{ц} > K_{ц0}$. Следовательно, при отказах в БЦУМ происходит изменение коэффициента передачи машины на величину $\Delta K_{ц} = K_{ц} - K_{ц0}$. Такая трактовка отказов является, во-первых, справедливой, поскольку она правильно описывает результат при их возникновении в БЦУМ и, во-вторых, удобной, так как позволяет не рассматривать конкретные причины, место и проявление отказов. Строго говоря, величина $\Delta K_{ц}$ может изменяться во время вычислений. Но в первом приближении правомерно считать $\Delta K_{ц} = \text{const}$, что определяется самой природой отказов, возникающих, как правило, в одном разряде какого-либо операционного устройства БЦУМ.

Для оценки влияния отказа (сбоя) БЦУМ на динамику замкнутой бортовой цифровой автоматической системы определяется функцией чувствительности выходной величины системы (рис. 1) к изменению коэффициента передачи БЦУМ $U = [\partial Y(z) / \partial K_{ц}]^0$, помня, что $Y(z) = K_{ц} D_0(z) G(z) W(z) / (1 + K_{ц} D_0(z) W(z))$.

Данная методика была ранее предложена автором в работе [2]. Определение функции чувствительности целесообразно производить согласно алгоритма, указанного в работе [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Бесекерский В.А. Цифровые автоматические системы. - М.: Наука, 1976.
2. Сухих Н.Н. О чувствительности автоматической системы к изменению коэффициента передачи цифрового управляющего устройства // Изв. вузов, серия Приборостроение. -1991. - № 10. - С. 30 - 36.
3. Сухих Н.Н., Рукавишников В.Л. Использование функции чувствительности для анализа бортовых цифровых автоматических систем управления полетом // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 186. - С. 92 - 95.

FAILURE DETECTION IN THE OPERATION OF THE ONBOARD DIGITAL CONTROLLING UNIT**Suhih N.N.**

The article describes a method to suppress possible failures in the operation of the onboard digital controlling unit (ODCU) changing transfer coefficients of ODCU. This formalization allows one to solve further problems of the analysis and synthesis of digital laws of flight control.

Key words: transfer function, transfer coefficient, onboard digital automatic control flight system.

Сведения об авторах

Сухих Николай Николаевич, 1951 г.р., окончил ЛИТМО (1974), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой САУ, первый проректор - проректор по учебной работе СПбГУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – бортовые автоматизированные системы управления полетом.

УДК 621.396.98.004.1

К ОПТИМИЗАЦИИ МАРШРУТА ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА В УСЛОВИЯХ ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Д.А. ЗАТУЧНЫЙ

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

Рассматривается задача оптимизации маршрута движения ВС. Формулируется критерий выбора маршрута ВС.

Ключевые слова: траектория движения ВС, переход ВС в точку.

Рост интенсивности воздушного движения резко обострил проблему обеспечения безопасности полётов воздушного судна (ВС). Одним из способов ее решения является переход к зональной навигации, т.е. к такому способу движения воздушного судна, при котором экипаж сам выбирает свой маршрут в пределах одной зоны системы УВД, что требует решения задачи выбора траектории ВС.

При решении задач такого класса приходится сталкиваться с двумя типами ошибок: 1) траектория движения ВС изменена, хотя в этом нет необходимости; 2) траектория движения ВС не изменена, хотя в этом есть необходимость.

Предположим, что при изменении (или неизменении траектории) ВС может переместиться в одну из m точек.

Введём обозначения: ε_{ij} – вероятность ошибочного изменения траектории в j -ю точку при получении неверной навигационной информации с i -го ВС, ($i = \overline{1, n}$; $j = \overline{1, m}$); δ_{ij} – вероятность ошибочного неизменения траектории в j -ю точку при получении неверной навигационной информации с i -го ВС.

Вероятность неверного построения траектории при переходе в j -ю точку будет

$$\varepsilon_j = \sum_{i=1}^n \beta_i \varepsilon_{ij} + p(\Delta).$$

Вероятность неверного построения траектории при непереходе в j -ю точку будет

$$\delta_j = \sum_{i=1}^n \beta_i \delta_{ij} + p(\Delta), \text{ где } \lambda_i - \text{вес ошибки } \varepsilon_i; \eta_j - \text{вес ошибки } \delta_j.$$

Введем обобщённый взвешенный показатель потерь для j -й точки

$$P_j = \lambda_j \varepsilon_j + \eta_j \delta_j = \lambda_j \left(\sum_{i=1}^n \beta_i \varepsilon_{ij} + p(\Delta) \right) + \eta_j \left(\sum_{i=1}^n \beta_i \delta_{ij} + p(\Delta) \right).$$

Обозначим $\varepsilon_{ij} = t_{ij} \varepsilon$, $\delta_{ij} = t_{ij} \delta$, t_{ij} – некоторые константы.

$$\text{В этом случае имеем } P_j = P_j^{\text{перех}} + P_j^{\text{неперех}} = (\lambda_j \varepsilon + \eta_j \delta) \sum_{i=1}^n \beta_i t_{ij} + (\lambda_j + \eta_j) p(\Delta),$$

где $P_j^{\text{перех}}$ – обобщённый взвешенный показатель потерь при переходе ВС в j -ю точку; $P_j^{\text{неперех}}$ – аналогичный показатель потерь при непереходе ВС в j -ю точку.

Обозначим $\lambda_j \varepsilon \sum_{i=1}^n \beta_i t_{ij} = Q_j(\varepsilon)$, $\eta_j \delta \sum_{i=1}^n \beta_i t_{ij} = Q_j(\delta)$, $(\lambda_j + \eta_j) p(\Delta) = Q_j(\Delta)$, тогда имеем $P_i = Q_i(\varepsilon) + Q_i(\delta) + Q_i(\Delta)$. Откуда следует, что для минимизации P_i необходимо минимизировать величины $Q_i(\varepsilon), Q_i(\delta), Q_i(\Delta)$. Для этого желательно минимизировать все возможные виды ошибок, которые произошли как по причине получения неверной навигационной информации для построения траектории, так и по причинам, несвязанным с неверным получением навигационной информации. При этом предполагается, что веса ошибок – величины объективные, т.е. независимые от экипажа.

Представляется возможным и целесообразным сделать попытку сформулировать критерий оптимального перехода ВС в следующую точку маршрута по критерию надёжности.

Сформулируем следующий набор условий:

если $P_j^{перех} < P_j^{неперех}$, то для ВС будет предпочтительней перейти в j -ю точку, чем не перейти в неё;

если $P_j^{перех} > P_j^{неперех}$, то для ВС будет предпочтительней не перейти в j -ю точку, чем совершить в неё переход;

если $P_j^{перех} = P_j^{неперех}$, то для определения дальнейшей траектории движения ВС необходимо рассмотреть другие возможности движения.

Введём обозначение $\{P\} = \{P_j^{перех} : P_j^{перех} < P_j^{неперех}, j = \overline{1, m}\}$.

Представляется естественным предложить следующий способ выбора оптимальной траектории по критерию надёжности (далее будем обозначать $P_j^{перех}$ через P_j).

Если $\min\{P\} = P_k$, то оптимальным по критерию надёжности является переход в k -ю точку.

OPTIMIZATION OF ROUTE FOR AIRSHIP'S MOVEMENT FOR CONDITIONS OF NAVIGATION IN REGION

Zatuchny D.A.

In this paper the problem of route's optimization for airship's movement is considered. Criterion of route's selection is formulated.

Key words: trajectory of airship's movement, transfer of airship to point.

Сведения об авторе

Затучный Дмитрий Александрович, 1970 г.р., окончил МГПУ им. В.И. Ленина (1992), кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации радиотехнических систем воздушного транспорта МГТУ ГА, автор 48 научных работ, область научных интересов – навигация, организация воздушного движения.

УДК 629.735.33.014

О ПРОБЛЕМАХ РАЗВИТИЯ МАЛОЙ АВИАЦИИ В РФ

А.И. ЛОГВИН, Д.А. ЯКОВЛЕВ

Рассматривается ряд проблем, которые могут возникать в условиях широкого внедрения малой авиации в РФ.

Ключевые слова: малая авиация, проблемы развития.

В последние годы в РФ начинает достаточно интенсивно развиваться малая авиация в рамках понятия авиации общего назначения (АОН). Согласно воздушному кодексу РФ (ВК РФ) гражданская авиация, не используемая для осуществления коммерческих воздушных перевозок и выполнения авиационных работ относится к авиации общего назначения. Из этого определения вытекает, что в понятие АОН может входить очень большой перечень самых разнообразных летательных аппаратов. Например, в соответствии с ВК РФ – легкое воздушное судно (ВС) – ВС, максимальный взлетный вес которого составляет менее 5700 кг, в том числе вертолет, максимальный взлетный вес которого составляет менее 3100 кг; сверхлегкое ВС – максимальный взлетный вес которого составляет не более 495 кг без учета веса авиационных средств спасения. Кроме этого, к малой авиации относятся различные летательные аппараты (ЛА) типа парапланов, паралётов, дельтапланов, мотodelьтапланов и т.д.

Учитывая размеры РФ, наличие большого количества труднодоступных и, зачастую, необжитых территорий, следует ожидать широкого развития малой авиации в нашей стране, учитывая отсутствие железнодорожного и автомобильного сообщения в указанных районах. Однако для действительно широкого внедрения малой авиации в РФ необходимо решить ряд очень важных проблем, некоторые из которых рассматриваются ниже. В ВК РФ указано, что при организации использования воздушного пространства (ИВП) используется разрешительный или уведомительный порядок ИВП. При этом согласно Федеральным авиационным правилам использования воздушного пространства 2010 (ФАП ИВП 2010), уведомительный порядок ИВП применяется в воздушном пространстве типа G, где собственно и летает малая авиация. Однако в настоящее время отсутствуют какие-либо нормативные документы, в которых был бы прописан порядок и последовательность уведомления о выполнении полётов и, главное, какую структуру нужно об этом уведомлять с точки зрения географии и времени выполнения полета. Другими словами, в самое ближайшее время необходимо разработать и принять соответствующие нормативные документы, обратив особое внимание на особенности территории РФ, т.е. во многих регионах РФ на значительных площадях уведомлять будет просто некого. Это говорит о том, что такие документы вряд ли можно создать с помощью стандартов и рекомендуемой практики ИКАО (SARPS), а требуется достаточно самостоятельный подход с проведением соответствующего анализа.

Следующей проблемой является вопрос о технической эксплуатации ЛА малой авиации. Суть проблемы заключается в том, что АОН является значительно более разнообразной и может выполнять гораздо более широкий круг функций, нежели коммерческая ГА. Поэтому АОН практически невозможно классифицировать как некое множество ЛА, обладающих схожими характеристиками, размерами или выполняемыми функциями. Следовательно, нужно учитывать разнообразность потенциальность разнообразного парка ЛА АОН, включая разносторонность функций, характеристик и подходящего класса ИВП. Это вытекает из того, что разным типам ЛА требуются различные условия для выполнения полетов, разное их обеспечение и оборудование. Соответственно можно сделать вывод, что, возможно, АОН нецелесообразно классифицировать по типам ЛА, а более продуктивно классифицировать их по видам выполнения полетов, т.е. по тем целям, для выполнения которых выполняется полет. Тогда можно ска-

зять, что АОН – это есть выполнение совокупности полетов ЛА без цели перевозки пассажиров, почты, груза и багажа на коммерческой основе и выполняемых вне рамок регулярного расписания. При таком подходе возможно создание единообразных документов, регламентирующих деятельность малой авиации, в частности, регламентирующих техническую эксплуатацию. Если использовать классификацию по типам ЛА малой авиации, то получим набор нормативно-регламентирующих документов типа: набор для парашютов, для дельтапланов и т.д.

Возвращаясь к вопросам технической эксплуатации, отметим, что этот процесс в общем случае распадается на транспортирование, хранение, ожидание, техническое обслуживание и ремонт, поэтому здесь особо важно иметь единообразные нормативно-регламентирующие документы. Заметим, что в определенных случаях проводить классификацию ЛА малой авиации по типам все же необходимо. Это относится к случаям проведения процедур лицензирования и сертификации как ЛА, так и пилотов, но при этом сами процедуры должны быть существенно упрощены по отношению к имеющимся.

Можно перечислить еще достаточно много других проблем, возникающих при дальнейшем развитии малой авиации в РФ, но целью данного сообщения было привлечение внимания к обсуждаемой теме для проведения соответствующих научно-исследовательских работ для создания требуемой нормативной базы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воздушный кодекс РФ.
2. Федеральные авиационные правила использования воздушного пространства РФ. - 2010.

PROBLEMS OF THE GENERAL AVIATION DEVELOPMENT

Logvin A.I., Jakovlev D.A.

There are some problems of the general aviation development shown in this article.

Key words: general aviation, light aviation, problems of development.

Сведения об авторах

Логвин Александр Иванович, 1944 г.р., окончил КГУ (1966), заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии транспорта, доктор технических наук, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор более 500 научных работ, область научных интересов - техническая эксплуатация РЭО, радиолокация, системы УВД.

Яковлев Дмитрий Алексеевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов - развитие авиации общего назначения.

УДК 623.61:621.391

КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ МИКРОМИНИАТЮРНОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ ПРИ ПОСТРОЕНИИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

А.Ю. КОСТРОМИН

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Козловым А.И.

В статье рассмотрен возможный вариант реализации инерциальной навигационной системы с использованием микроэлектромеханических акселерометров. Описан алгоритм обработки показаний чувствительных элементов.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, микроэлектромеханические системы.

В настоящее время все большее распространение получают гибридные инерциальные навигационные системы, в которых показания инерционных датчиков, выполненных, как правило, с использованием технологий микросистемной техники, корректируются сигналами приемников GPS/Глонасс.

Такое техническое решение позволяет значительно улучшить характеристики навигационной системы и создавать устройства, способные конкурировать с применяемыми в настоящее время на воздушных судах. Однако применение модулей спутниковой навигации делает всю систему не автономной, а поэтому качество ее работы значительно зависит от качества приема сигналов систем спутниковой навигации, а следовательно, и от метеоусловий, зон покрытия и других факторов. Кроме того, с использованием модулей спутниковой навигации возможна коррекция показаний чувствительных элементов не по всем степеням свободы, а поэтому очевидна целесообразность разработки концепции применения МЭМС-акселерометров в полностью автономных инерциальных навигационных системах.

Ниже рассматривается навигационная система, реализованная с применением микроэлектромеханических акселерометров. Общий вид несущей конструкции приведен на рис. 1, состоящей из трех взаимно ортогональных элементов следующего вида (рис. 2).

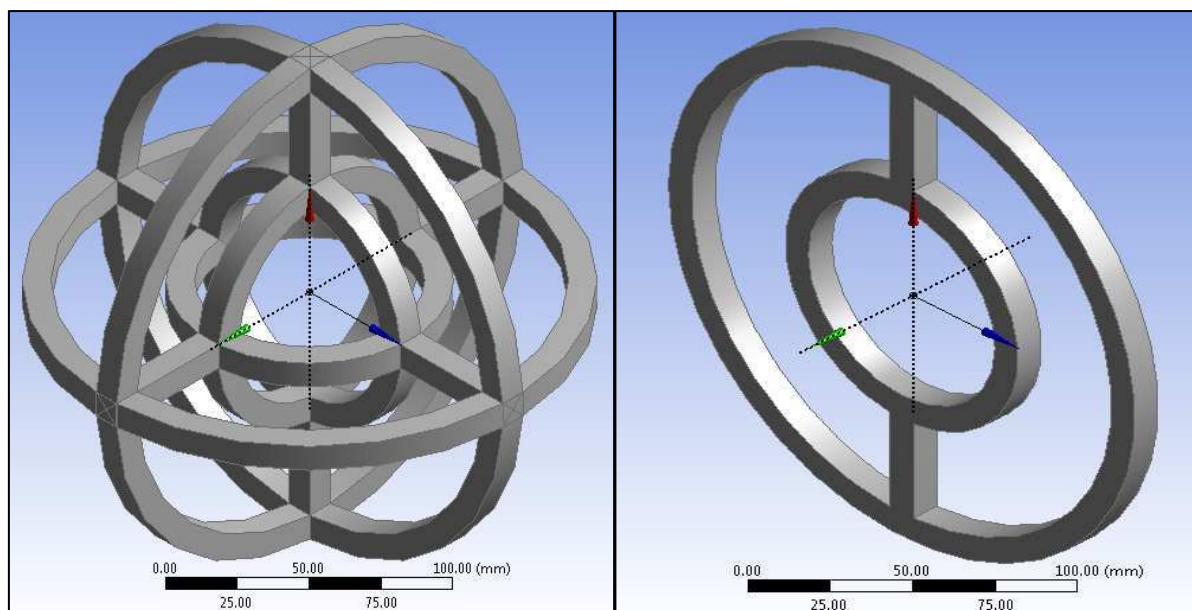


Рис. 1. Общий вид несущей конструкции навигационного узла

Рис. 2. Элемент несущей конструкции навигационного узла

В рассматриваемом варианте диаметр внешнего кольца 200 мм. Как будет показано ниже, разница между диаметрами внешнего и внутреннего колец такого элемента определяет точность определения местоположения (чем больше кольца, тем выше точность). В качестве чувствительных элементов навигационной системы предлагается использовать микроэлектромеханические акселерометры (МЭМС).

МЭМС-акселерометр представляет собой электромеханическое устройство, произведенное с применением технологий микроминиатюризации. В настоящее время на мировом и внутри-российском рынке представлена масса таких устройств, подходящих для штатного функционирования для целей определения в режиме реального времени угловых и линейных перемещений воздушного судна (ВС).

Такие устройства выпускаются как с выходным аналоговым сигналом, пропорциональным приложенному вдоль оси устройства ускорению, так и с цифровым выходом (такие акселерометры могут значительно упростить схемотехнические решения для узлов комплексной обработки сигналов нескольких устройств, устраняя необходимость применения сложной и разветвленной системы аналого-цифровых преобразователей).

Примером такого устройства может послужить акселерометр ADXL103 производства фирмы Analog Devices, внешний вид и основные характеристики которого приведены на рис. 3.

Таблица 1

Технические характеристики ADXL103

Тип корпуса	LCC8	Диапазон измерения (минимальный)	1.7 g
Размер	5.0x5.0x2.0 мм	Чувствительность	1 V/g
Рабочая температура	-40...125 °C	Напряжение питания	3...6 В
Температура хранения	-65...150 °C	Тип выходного сигнала	Analog
Количество осей	1		

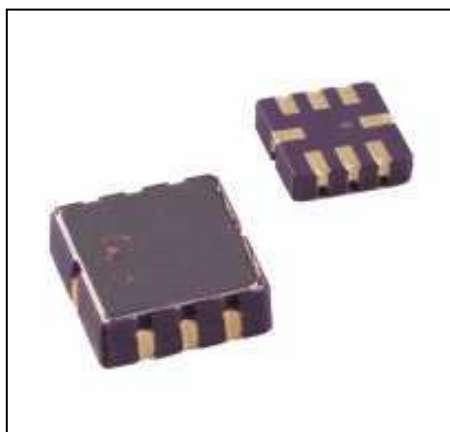


Рис. 3. Внешний вид акселерометра ADXL 103

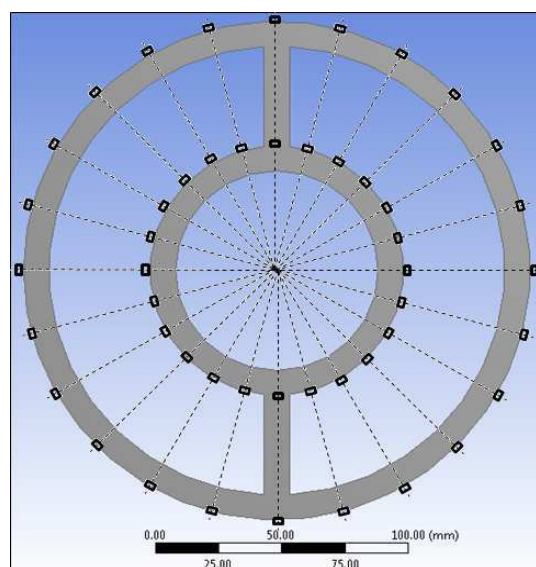


Рис. 4. Вариант расположения МЭМС-А на элементе несущей конструкции

Подобные устройства могут быть использованы в рассматриваемой реализации инерциальной навигационной системы при условии обеспечения соответствующих климатических и вибрационных требований.

Количество пар акселерометров также влияет на точность показаний устройства (предполагается статистическая обработка показаний).

В рассматриваемом варианте устройства все акселерометры ориентированы по правилу левого винта (положительное направление измерения – против часовой стрелки).

В каждый момент времени каждому из акселерометров в системе придаются угловое и линейное ускорение, а также ускорение свободного падения, обусловленные влиянием внешних сил, причем корректное определение параметров этих воздействий затрудняется необходимостью учета ориентации системы относительно некоторого начального положения.

Основная идея функционирования описанной системы заключается в разделении измеряемого акселерометрами результирующего ускорения на составляющие и вычисление параметров этих составляющих. При этом в первую очередь необходимо определять изменения угла ориентации системы в каждой из плоскостей, что позволит рассчитывать значения и направления линейных ускорений (с учетом направления ускорения свободного падения).

Угловое ускорение определяется выражением $\alpha = d\omega / dt = d^2\varphi / dt^2$. Тангенциальная составляющая углового ускорения определяется как $\alpha_\tau = \alpha R$, где R – радиус окружности. Таким образом, для двух точек концентрических окружностей, лежащих на одной прямой, соединяющей их и центр окружностей, справедливо выражение $\alpha = \alpha_{\tau_1} / R_1 = \alpha_{\tau_2} / R_2$, где α_{τ_1} и α_{τ_2} – тангенциальные составляющие углового ускорения, измеряемые акселерометрами, расположенными на внутренней и внешней окружностях соответственно; R_1, R_2 – радиусы внутренней и внешней окружностей соответственно.

В рассматриваемой системе для пары акселерометров, расположенных на одном луче, разница показаний будет определяться именно составляющей, пропорциональной тангенциальному ускорению. Пропорциональность углового ускорения радиусу окружности позволяет рассчитывать мгновенные значения углового ускорения на основании каждой пары акселерометров следующим образом $\alpha = (U_1 - U_2) / k(R_1 - R_2)$, где U_1, U_2 – показания акселерометров, расположенных на внутренней и внешней окружностях соответственно; k – коэффициент пропорциональности выходного сигнала акселерометра приложенному ускорению.

Измерение всех параметров системы предлагается проводить в дискретном времени.

Для перехода от измеренного углового ускорения к собственно углу ориентации системы необходимо применить алгоритм численного двойного интегрирования.

В качестве основы для такого алгоритма использован метод Симпсона (интерполяция многочленом второго порядка). В общем случае значение интеграла I от подынтегральной функции f для отрезка интегрирования, включающего три точки, определяется выражением

$$I = \int_a^b f(x) dx \approx (b-a) (f(a) + 4f(0,5(a+b)) + f(b)) / 6.$$

Применение метода Симпсона в таком виде не позволяет осуществлять двойное интегрирование за одну итерацию вычисления интегралов, однако очевидно, что это возможно после восстановления вида интерполирующей кривой. Для этого необходимо составить и решить следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} x_1 a^2 + x_2 a + x_3 = f(a); \\ x_1 b^2 + x_2 b + x_3 = f(b); \\ x_1 ((a+b)/2)^2 + x_2 (a+b)/2 + x_3 = f((a+b)/2). \end{cases}$$

Решая эту систему относительно x_1, x_2 и x_3 , можно получить следующие соотношения:

$$x_1 = 2[f(a) + f(b) - 2f((a+b)/2)] / (a-b)^2; \quad x_2 = [f(a) - f(b)] / (a-b); \quad x_3 = f(a) - x_1 a^2 - x_2 a.$$

Тогда для интегралов функции $f(x)$ будут применимы следующие выражения:

$$I(x) = \int_a^b f(x)dx \approx x_1(b^3 - a^3)/3 + x_2(b^2 - a^2)/2 + x_3(b - a);$$

$$\int_a^b I(x)x \approx x_1(b^4 - a^4)/12 + x_2(b^3 - a^3)/6 + x_3(b^2 - a^2)/2.$$

С применением этого соотношения в реальном времени могут быть получены значения угловой скорости и угла поворота системы в каждой из плоскостей.

Параллельно с численным интегрированием угловых ускорений целесообразно проведение расчетов относительно суммарного значения линейного ускорения, обусловленного действием силы гравитации и иных внешних сил. Для каждой пары соседних акселерометров, расположенных на одной окружности, справедлива система

$$\{a_i = a \sin(\theta - i\varphi); a_{i+2} = a \sin(\theta - (i+1)\varphi),$$

где a_i, a_{i+2} – линейные ускорения, измеренные соседними акселерометрами; i – порядковый номер акселерометра в системе; φ – угол между лучами в системе расположения акселерометров; a – модуль суммы линейного ускорения и ускорения свободного падения; θ – угол приложения суммы линейного ускорения и ускорения свободного падения. Решение этой системы имеет вид: $a_i = -a_{i+2} \sqrt{1 + (\operatorname{ctg} \varphi - a_i / (a_{i+2} \sin \varphi))^2}$; $\theta = i\varphi - \operatorname{arccotg}(\operatorname{ctg} \varphi - a_i / (a_{i+2} \sin \varphi))$.

Рассчитывая разность полученного значения ускорения и ускорения свободного падения можно получить значение линейного ускорения, придаваемого системе.

Впоследствии модуль этого ускорения численно интегрируется описанным ранее способом, в результате чего рассчитываются линейная скорость и перемещение воздушного судна.

Таким образом, приведенная система акселерометров при соответствующей обработке сигналов позволяет одновременно измерять линейные и угловые ускорения, линейные и угловые скорости, с которыми движется система, а также получать значения углов поворота и перемещения системы в пространстве.

ЛИТЕРАТУРА

1. <http://www.analog.com> // Analog Devices | Semiconductors and Signal Processing ICs.

CONCEPT OF MICROMINIATURE HARDWARE COMPONENTS IN CONSTRUCTING THE INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

Kostromin A.Y.

This article describes a possible implementation of the inertial navigation system using MEMS accelerometers. The algorithm of processing the sensor to.

Key words: inertial navigation systems, microelectromechanical systems.

Сведения об авторе

Костромин Алексей Юрьевич, 1986 г.р., окончил Институт криптографии, связи и информатики Академии ФСБ России (2009), автор 7 научных работ, область научных интересов – защита информации, радиоэлектронные системы и микросистемная техника.

УДК 608.4, 62-23

АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОПРИВОДА НА ОСНОВЕ КОРРЕЛЯЦИОННОГО МЕТОДА

Р.Н. АКИНШИН, П.И. АБРАМОВ, Э.А. АМИРБЕКОВ

Сформулирована задача идентификации параметров электромеханической системы и показаны пути её решения с применением вычислительных алгоритмов идентификации. Разработан алгоритм идентификации параметров электропривода на основе корреляционного метода.

Ключевые слова: идентификация, импульсная переходная функция, корреляционный метод, вектор, матрица.

Рассмотрим объект идентификации, который описывается уравнениями [1-3]: $x(t) = Ax(t) + Bu(t) + Cf(t)$; $y(t) = Dx(t) + \mu(t)$, в которых матрицы коэффициентов A , B , C и D - неизвестны; $f(t)$, $\mu(t)$ - внешнее возмущение и помеха, являющиеся не измеряемыми случайными функциями, с гауссовским распределением и имеющие нулевое математическое ожидание.

Так как объект возбужден случайным внешним воздействием, то оценка α вектора неизвестных его параметров будет являться случайной величиной. Эта оценка должна обладать свойствами несмещенности, состоятельности, эффективности, достаточности [2-3]. Пусть требуется определить импульсную переходную функцию (ИПФ) динамического объекта, по результатам наблюдений, за его поведением на некотором временном интервале $t \in T^*$.

Рассмотрим сущность корреляционного метода идентификации. Пусть динамический объект описывается линейными уравнениями [1].

Решение этих уравнений при нулевых начальных условиях имеет вид

$$y(t) = \int_{t_0}^t \omega(t - \tau) f(\tau) d\tau + \mu(t),$$

где $\omega(t - \tau)$ - ИПФ, для определения которой служит корреляционный метод.

Приведенное уравнение при $t \rightarrow -\infty$ запишем в виде интеграла свертки [3]

$$y(t) = \int_{t_0}^t \omega(\theta) f(t - \theta) d\theta + \mu(t), \text{ умножив которое на } f(t - \tau), \text{ получим}$$

$$z(t) = y(t) f(t - \tau) = \int_0^{v_0} \omega(\theta) f(t - \theta) f(t - \tau) d\theta + \mu(t) f(t - \tau).$$

Примем, что $M\{f(t)\} = M\{\mu(t)\} = 0$ и, применяя операцию математического ожидания, получим

$$M\{y(t) f(t - \tau)\} = \int_0^{\infty} \omega(\theta) f(t - \theta) M\{f(t - \theta)\} d\theta + M\{\mu(t) f(t - \tau)\}.$$

Предположим, что внешнее воздействие $f(t)$ и помехи $\mu(t)$ независимы, тогда $M\{\mu(t) f(t - \tau)\} = 0$. Обозначим корреляционную функцию (КФ) через $M\{f(t - \theta) f(t - \tau)\} = K_{ff}(t - \theta)$, а взаимно-корреляционную функцию (ВКФ), через $M\{y(t) f(t - \tau)\} = K_{fy}(\tau)$.

Запишем $K_{fy}(\tau)$ в форме уравнения Винера-Хопфа [3] $K_{fy}(\tau) = \int_0^{v_0} \omega(\theta) K_{fy}(\tau - \theta) d\theta$,

представляющего собой интегральное уравнение относительно неизвестной функции $h(A)$, численное решение которого составляет основу корреляционного метода идентификации.

Пусть сигнал $f(t)$ - «белый шум», т.е. $K_{fy} = K_{ff}^{(1)} f(t - \tau)$, где $K_{ff}^{(1)}$ - известное число, характеризующее интенсивность «белого шума». В итоге получим $K_{fy}(\tau) = K_{ff}^{(1)} \omega(\tau)$.

Таким образом, если внешнее воздействие является случайным процессом типа «белый шум», некоррелированным с шумом измерения, то ВКФ входного и выходного сигналов прямо пропорциональна импульсной переходной функции динамического объекта.

На рис. 1 представлен вариант структурной схемы идентификации, реализующий корреляционный метод. Интегратор схемы служит для вычисления ВКФ, которая в случае стационарного случайного процесса, обладающего эргодическим свойством, определяется как [2]

$$K_{fy}(\tau) = \lim_{t_1 \rightarrow \infty} \frac{1}{t_1} \int_0^{t_1} f(t - \tau) y(t) dt.$$

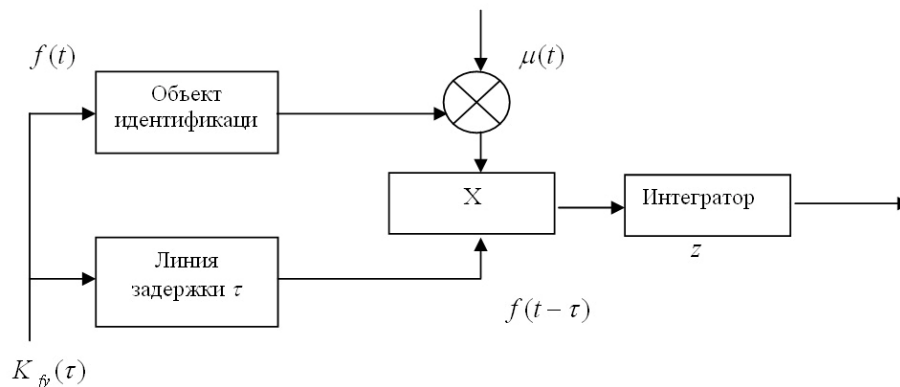


Рис. 1. Структурная схема системы идентификации

Примем, что объект идентификации асимптотически устойчив. Это означает, что ИПФ будет определяться на полуинтервале $[0, t_1]$, а в случае $t > t_1$ - $\omega(t) = 0$.

Пусть частота дискретизации отрезка $[0, 1]$ равна $F_d = T^{-1}$, тогда отрезок представим в виде совокупности N равных интервалов $N = t_1 / T$.

Будем полагать, что $K_{ff}(t) = K_{ff}(iT)$; $\omega(t) = \omega(iT)$; $it \leq t \leq (i+1)T$, $(i = \overline{0, N})$, тогда

$$K_{fy}(iT) = T \sum_{l=0}^N K_{ff}[(i-l)T] \omega(lT), (i = \overline{0, N}).$$

При $i=0$, имеем $K_{fy}(0) = [K_{ff}(0)\omega(0) + K_{ff}(-T)\omega(T) + \dots + K_{ff}(-NT)\omega(NT)]T$; при $i=1$: $K_{fy}(T) = [K_{ff}(T)\omega(0) + K_{ff}(0)\omega(T) + \dots + K_{ff}(-(N-1)T)\omega(NT)]T$; при $i=2$: $K_{fy}(2T) = [K_{ff}(2T)\omega(0) + K_{ff}(T)\omega(T) + \dots + K_{ff}(-(N-2)T)\omega(NT)]T$ и т.д.

Введем в рассмотрение векторы [3]

$$K_{fy}^* = \|K_{fy}(0) \ K_{fy}(T) \ \dots \ K_{fy}(NT)\|; \ W^* = \|\omega(0) \ \omega(T) \ \dots \ \omega(NT)\| \text{ и матрицу}$$

$$R = \begin{bmatrix} K_{ff}(0) & K_{ff}(-T) & \dots & K_{ff}(-NT) \\ K_{ff}(T) & K_{ff}(0) & \dots & K_{ff}(-(N-1)T) \\ K_{ff}(NT) & K_{ff}((N-1)T) & \dots & K_{ff}(0) \end{bmatrix}, \quad \text{которые имеют размерности}$$

$(1 \cdot (N+1)), (1 \cdot (N+1)), [(N+1) \cdot (N+1)]$ соответственно.

Укажем, что матрица R - симметрическая, так как КФ является четной. Отсюда следует, что $K_{ff}(iT) = K_{ff}(-iT)$, $(i = \overline{0, N})$.

Определим по экспериментальным данным вектор K_{fy} и матрицу R . Запишем на основе приближенное выражение $K_{fy}(iT) = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} f(kT)(k+iT)$, $(i = \overline{0, N})$. Аналогично получим

$$K_{ff}(iT) = \frac{1}{N} \sum f(kT)(k+iT), (i = \overline{0, N}).$$

С учетом принятых обозначений $K_{fy} = TNW$, откуда искомый вектор ИПФ имеет вид $W = R^{-1}K_{fy}T^{-1}$.

Алгоритм идентификации ИПФ объекта по экспериментальным данным вида $\{f(iT), y(iT), i = \overline{0, N}\}$ согласно теоретическим основам корреляционного метода идентификации сводится к вычислению КФ входного воздействия $f(t)$ и к вычислению ВКФ сигналов $f(t)$ и $y(t)$, а затем к решению матричного уравнения (12).

ЛИТЕРАТУРА

1. Арбузов А.В., Тюрин К.В. Идентификация нелинейной САУ электропривода робота и формирование эмпирических знаний для экспертного регулятора // Управление и моделирование в сложных технических системах: сб. тр. МИРЭА. - 1995.
2. Гроп Д. Методы идентификации систем. - М.: Мир, 1979.
3. Карабутов Н.Н. Идентификация неопределенных систем на классе адаптивных алгоритмов с неопределенностью // Управление и моделирование в сложных технических системах: сб. тр. МИРЭА. - 1995. - С. 149-155.

ELECTRIC DRIVE PARAMETER IDENTIFICATION ALGORITHM ON THE BASIS OF CORRELATION METHOD

Akinshin R.N., Abramov P.I., Amirbekov E.A.

A problem of electromechanical system parameters identification is specified and lines of attack on the problem with the application of computational algorithms are presented. An identification algorithm of electric drive parameters on the basis of correlation method is developed.

Key words: identification, impulsive admittance function, correlation method, vector, matrix.

Сведения об авторах

Акиншин Руслан Николаевич, 1980 г.р., окончил ТАИИ (2002), доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник СПП РАН, автор более 150 научных работ, область научных интересов – радиотехнические системы, информационная безопасность, методы обработки информации.

Абрамов Павел Иванович, 1963 г.р., окончил Военную академию РВСН им. Петра Великого (1995), кандидат технических наук, начальник управления НИФХИ им. Л.Я. Карпова, автор более 150 научных работ, область научных интересов – разработка боеприпасов и технологий их производства, разработка вооружения и военной техники.

Амирбеков Эльхан Анвер Оглы, 1980 г.р., окончил ТГУ (2003), преподаватель Тульского института экономики и информатики, автор более 10 научных работ, область научных интересов – информационно-управляющие системы, вычислительная техника и информатика, информационная безопасность.

УДК 629.7.08:621.391

МОДЕЛЬ И ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Р.Н. АКИНШИН, И.Е. КАРПОВ, А.Д. САМСОНОВ

Дан анализ угроз безопасности воздушного движения, на основе которого разработаны модель и программный комплекс, для оценки угроз безопасности полетов. Предложена концепция управления рисками и математические модели для вероятностной оценки этих рисков, на основе которых даны рекомендации по повышению уровня безопасности полетов.

Ключевые слова: управление воздушным движением, технология обслуживания, безопасность полетов.

В соответствии со стандартами и рекомендуемой практикой ИКАО в РФ внедрена система управления безопасностью воздушного движения (ВД), обеспечивающая снижение загрузки персонала до нормативного уровня и способствующая выполнению полетов по предпочтительным траекториям путем гибкой организации воздушного пространства, совершенствования информационного обеспечения и автоматизированного взаимодействия со всеми основными компонентами автоматизированной системы (АС) УВД [1; 2].

Технологии CNS/ATM позволяют решать задачи обмена сообщениями с воздушным судном (ВС): а) передача на борт ВС информации о воздушной обстановке, аэронавигационной и метеоинформации, предупреждений об опасных ситуациях; б) прием с борта ВС докладов об условиях полета, о предполагаемых маневрах, запросов на изменение планов, метеоинформации; в) формирование и передача на борт разрешений на выполнение полета по бесконфликтным траекториям, указаний по регулированию движения ВС по бесконфликтной траектории и ряд других.

С точки зрения формализации противодействия террористам существующая система обеспечения безопасности представляет собой последовательность преград, которые необходимо им преодолеть. Для существующей системы безопасности это: 1-я преграда - пропускной и внутриобъектный режимы аэропортов и центров организации ВД; 2-я преграда - предполетный дозор и проверка пассажиров и багажа во время регистрации; 3-я преграда - предполетный дозор перед посадкой в ВС; 4-я преграда - запираемая дверь кабины пилотов; 5-я преграда - оперативное оповещение о захвате (эта преграда является критичной лишь в случае, когда террористы в течение полета пытаются скрыть факт захвата самолета).

Для подготовленного террориста среднее время преодоления 1-го барьера составляет около 10 минут, необходимых для установления личности ($m=1$). Для обученного террориста преодоление каждой из 2-й и 3-й преграды может составить в США с учетом мероприятий по подготовке в среднем около 2 ч, в России - 1 ч. 4-я и 5-я преграды - это единственные из преград террористам на борту самолета. С использованием дополнительных подручных средств, преодоление этой преграды обученным террористом составляет в среднем не более 2-х часов.

Российские ВС снабжены специальной кнопкой оповещения о захвате (5-я преграда). Для преодоления этой преграды террористам требуется время, соизмеримое со временем всего перелета.

Высокую степень адекватности при формализации процесса обработки запросов пользователей обеспечивают различные методы теории массового обслуживания. В общем виде процес-

сы информационного обслуживания пользователей предлагается формализовать как процессы массового обслуживания пуассоновских потоков запросов в надежно функционирующих одно- и многолинейных системах с ожиданием и буфером бесконечного объема. Гипотеза о пуассоновских потоках запросов на обработку может быть обоснована тем, что среди потоков типа Пальма [3] пуассоновский ставит систему обслуживания в наиболее жесткие условия функционирования и для показателей времени ожидания заявок в очередях дает верхние оценки.

В настоящее время существует несколько подходов к аналитической оценке своевременности обработки запросов в системах массового обслуживания. Наиболее простым является подход, позволяющий получить явное выражение стационарной функции распределения (ФР) времени реакции системы на запрос $P_{св.i}(t)$.

В этом случае, подставляя вместо t задаваемое допустимое значение $T_{зад.i}$, получаем искомую вероятность своевременного представления выходной информации. Однако необходимо отметить, что явный вид ФР $P_{св.i}(t)$ существует лишь для наиболее простых систем без приоритетов, например, для систем $M/M/1/\infty$ [1; 2; 4].

Другой подход применим к оценке тех систем, для которых ФР времени получения ответа на запрос выражается в терминах различных преобразований Лапласа-Стилтьеса. Так, для широкого класса приоритетных систем $M/G/1/\infty$ с различными технологиями обслуживания запросов вероятностно-временные характеристики получены как раз в такой форме.

Искомая вероятность может быть рассчитана на основе обратного преобразования Лапласа-Стилтьеса. На практике нередко используются подходы, обеспечивающие приближенную оценку искомой вероятности. Наиболее широко распространенный способ приближенной оценки состоит в аппроксимации ФР времени реакции системы на запрос с помощью неполной гамма-функции [3].

Определение 1. Запрашиваемая информация i -го типа считается представленной своевременно в соответствии с критерием среднего времени обработки, если среднее время реакции системы на запросы i -го типа (полное время обработки, включающее время ожидания в очереди и непосредственно обработки) $T_{полн.i} \leq T_{зад.i}$ (критерий 1).

Определение 2. Запрашиваемая информация i -го типа считается представленной своевременно в соответствии с вероятностным критерием, если $P_{св.i} = P(t_{полн.i} \leq T_{зад.i}) \geq P_{зад.i}$, где $t_{полн.i}$ – время реакции системы на запросы i -го типа (критерий 2).

Суть формализации заключается в моделировании процессов обработки с помощью бесприоритетных и приоритетных систем $M/G/1/\infty$ [3].

Вероятность своевременной обработки для всех технологий аппроксимируется с помощью неполной гамма-функции [3]

$$P_{св.} = P(t_{полн.i} \leq T_{зад.i}) = \frac{\gamma_i^2 T_{зад.i} / T_{полн.i}}{\int_0^{\infty} t^{\gamma_i-1} e^{-t} dt} \int_0^{T_{зад.i}} t^{\gamma_i-1} e^{-t} dt, \quad \gamma_i = T_{полн.i} / \sqrt{T_{полн.i}^2 - T_{полн.i}^2}.$$

$$S = \sum_{i=1}^l \lambda_i P_{св.i} / \sum_{i=1}^l \lambda_i, \quad C = \sum_{i=1}^l \lambda_i P_{св.i} [Ind(\alpha_1) + Ind(\alpha_2)] / \sum_{i=1}^l \lambda_i, \quad Ind(\alpha) = \begin{cases} 0, & \text{если } \alpha = \text{истина;} \\ 1, & \text{если } \alpha = \text{ложь} \end{cases} \alpha_1$$

= (для i -го типа используется критерий 1 и $T_{полн.i} \leq T_{зад.i}$); α_2 = (для i -го типа используется критерий 2 и $P_{св.i} \geq P_{зад.i}$).

Обозначения исходных данных $\lambda_i, \beta_{i1}, \beta_{i2}, \beta_{i3}, \rho$:

λ_i - интенсивность запросов i -го типа на обработку в систему; β_{i1} - среднее время обработки запросов i -го типа в свободной системе; β_{i2} и β_{i3} , - соответственно 2-й и 3-й моменты времени обработки запросов i -го типа в свободной системе; ρ - загрузка системы запросами i -го типа.

Для технологии 1 ($R = \text{<однозадачный режим>}$), 2 и 3 могут использоваться классические результаты теории массового обслуживания [3].

Для технологии 4 в отличие от технологии 5 имеем всего одну группу, пусть в ней n типов запросов.

Основные расчетные характеристики технологии 4 имеют вид

$$T_{ож.л} = (-1)^j \frac{\partial q_l(s, I)}{\partial s} \Big|_{s=0}, \quad T_{ож.л 2} = \frac{\partial q_l(s, I)}{\partial s^2} \Big|_{s=0}. \quad (1)$$

При этом функция $q_l(s, z)$ дает возможность вычислить характеристики (1).

Для технологии 5 при условии $\rho_{1K_n} < 1$ справедливы следующие оценки для вероятностно-временных характеристик [2]:

$$T_{полн.r} = V_{r1}^{(g)} = W_{r1}^{(g)} + \beta_{r1} (1 - R_{K_{g-1}})^{-1},$$

$$T_{полн.r2} = V_{r2}^{(g)} = W_{r2}^{(g)} + V_{r1}^{(g)} \beta_{r1} (1 - R_{K_{g-1}})^{-1} + \beta_{r2} (1 - R_{K_{g-1}})^{-2} + \beta_{r1} (1 - R_{K_{g-1}})^{-3} R_{K_{g-1}}^{(2)},$$

где $\sum_{e=m}^u = 0$, при $u > m$, $u, m = \overline{1, K_n}$, $\rho_{mu}^{(e)} = \sum_{d=m}^{\min(r,n)} \lambda_d \beta_{de} + \sum_{d=r+1}^u \lambda_d \beta_{de} I_{rd}^{(g)}$,

$$I_{rd}^{(g)} = \begin{cases} 1, & \text{при } K_{g-1} + 1 \leq m \leq K_g, \quad i = \overline{g+1, n}, \\ y_{de}, & \text{при } K_g < K_{i-1} + 1 \leq m \leq K_i, \end{cases}$$

$$R_{K_{g-1}}^{(g)} = \sum_{d=1}^{g-1} (1 - y_{dg}) \sum_{m=K_{g-1}+1}^{K_g} \lambda_m \beta_{me}, \quad R_{K_{g-1}} = R_{K_{g-1}}^{(1)}, \quad \tilde{\rho}_{mu}^{(e)} = 1 - \rho_{mu}^{(r)}, \quad \rho_{mu} = \rho_{mu}^{(1)},$$

$$E_r = \rho_{K_{g-1}+1r}^{(2)} \tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \rho_{K_{g-1}+1r} \rho_{1K_{g-1}}^{(2)},$$

$$C_r = (\tilde{\rho}_{1K_{g-1}}^3 - \rho_{K_{g-1}+1K_g}^3)^{-1} \left[(\rho_{1K_{g-1}} + \rho_{K_{g-1}+1r-1})^3 - \rho_{K_{g-1}+1r}^3 \right]$$

$$T_{ож.r} = W_{r2}^{(g)} = \begin{cases} (2\tilde{\rho}_{1r-1}\tilde{\rho}_{1r})^{-1} \rho_{1K_n}^{(2)}, & \text{для } D(g) = \text{технология 2,} \\ (2\tilde{\rho}_{1K_g}\tilde{\rho}_{1K_{g-1}}(\tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \rho_{1K_{g-1}+1, K_g}))^{-1} \rho_{1K_n}^{(2)} \times \\ \times (\rho_{1K_{g-1}} + \rho_{1K_{g-1}+1, r-1} + \rho_{1K_{g-1}+1, r}), & \text{для } D(g) = \text{технология 4.} \end{cases}$$

$$W_{r2}^{(g)} = \begin{cases} (\tilde{\rho}_{1r-1}^{-3} \tilde{\rho}_{1r}^{-2}) \left(\frac{\rho_{1K_n}^{(3)} \tilde{\rho}_{1r-1} \tilde{\rho}_{1r}}{3} + \frac{\rho_{1K_n}^{(2)} \rho_{1r} \tilde{\rho}_{1r-1}}{2} + \frac{\rho_{1K_n}^{(2)} \rho_{1r-1} \tilde{\rho}_{1r}}{2} \right), & \text{для } D(g) = \text{технология 2,} \\ \left(\tilde{\rho}_{1K_{g-1}}^{-3} (\tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \lambda_r \beta_r) \right)^{-1} \left\{ C_r \frac{\rho_{1K_g}^{(3)} \tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + 3\rho_{1K_{g-1}} \rho_{1K_g}^{(2)}}{3} + \right. \\ \left. [\tilde{\rho}_{1K_g} (\tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \rho_{K_{g-1}+1, K_g})]^{-1} \rho_{1K_g}^{(2)} [E_{K_g} C_r \rho_{K_{g-1}+1, K_g} + \right. \\ \left. + E_{r-1} (\tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \rho_{K_{g-1}+1, r-1}) - E_r \rho_{K_{g-1}+1, r-1}] + [2\tilde{\rho}_{1K_g} (\tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \right. \\ \left. + \rho_{K_{g-1}+1, K_g})]^{-1} \rho_{1K_g}^{(2)} (\lambda_r \beta_{r2} \tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \lambda_r \beta_{r1} \rho_{1K_{g-1}}^{(2)}) \times \\ \left. \times (\tilde{\rho}_{1K_{g-1}} + \rho_{K_{g-1}+1, r-1} + \rho_{K_{g-1}+1, r}) \right\} & \text{для } D(g) = \text{технология 4} \end{cases}$$

В итоге получаем все необходимые для реализации выражения, в т.ч. для расчета $P_{св.r}(T_{зд.})$.

Для технологии ($R = \text{<многозадачный режим>}$) результаты работы [5] для $i = 1, 2$ обобщены на случай $i \geq 1$

$$T_{\text{полн. } i1} = \beta_{i1}/(1-\rho), \quad T_{\text{полн. } i2} = \int_0^{\infty} \frac{2t^2}{(1-\rho)^2} dB_i(t) - \frac{2}{1-\rho} \int_0^{\infty} dB_i(t) \int_0^t \delta(u) du,$$

где $B_i(t)$ – ФР времени обработки запросов i -го типа в свободной системе,

$$B_i(t) = 1 - \exp(-t/\beta_{i1}), \quad B(t) = \sum_{i=1}^l \lambda_i B_i(t) / \sum_{i=1}^l \lambda_i; \quad \delta(u) = u + \int_0^u (u-z) \sum_{n=1}^{\infty} \rho^n dF^{*n}(z),$$

$$F(z) = \frac{\int_0^z [1-B(t)] dt}{\int_0^{\infty} t dB(t)}, \quad F^{*n}(z) - n\text{-я свертка ФР } F(z).$$

Результаты расчетов с использованием подсистемы «Защищенность от несанкционированного доступа» при противодействии подготовленным террористам для российской системы обеспечения безопасности полетов отражены на рис. 1, а при противодействии неподготовленным террористам – на рис. 2.

Анализ результатов расчетов показал следующее.

1. И в России, и в США существующая система обеспечения безопасности оказывается весьма эффективной против необученного или неподготовленного террориста (вероятность обеспечения защищенности от НСД не ниже 0,99 (рис. 3)). Это достигается за счет предполетного электронного досмотра и проверки пассажиров и багажа.

2. Вероятность обеспечения безопасности полетов в России (рис. 1) с предотвращением проникновения в кабину пилотов при террористическом воздействии со стороны подготовленных бандитов равна – 0,52...0,53. А при оперативном оповещении земли о захвате и возможности за счет этого какого-либо существенного противодействия террористам эта вероятность повышается до уровня 0,76.

3. Полученные откровенно пугающие цифры (0,52...0,53) означают, что время одиночных террористов «с улицы» практически ушло. Откуда следует, что практически все состоявшиеся террористические акты совершались после их тщательной подготовки и планирования.

Следовательно, согласно расчетам каждый второй из готовящихся террористических актов грозит воплотиться в реальность.

В России и США существующая система обеспечения безопасности авиаполетов является малоэффективной против планируемых воздействий со стороны подготовленных террористов.

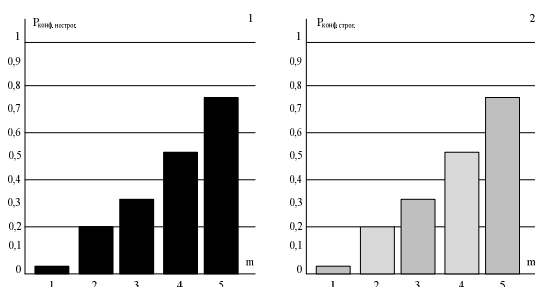


Рис. 1. Результаты расчетов при противодействии подготовленным террористам в России

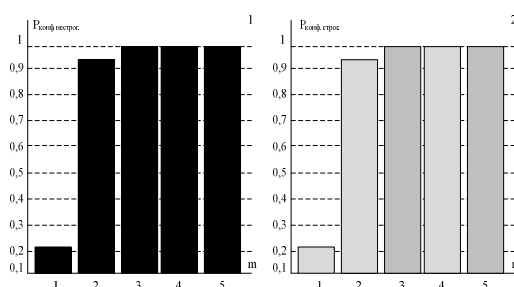


Рис. 2. Результаты расчетов при противодействии неподготовленным террористам

Нужны экстренные меры активного противодействия террористам уже на борту самолета. Остановимся лишь на некоторых из возможных экстренных мер, позволяющих противостоять бандитам, вооруженным холодным оружием.

Первая мера - дверь в кабину пилотов должна стать реальной преградой, непреодолимой для бандитов в течение всего полета.

Как только кабина пилотов становится неприступной, она может быть превращена в центр телемониторинга состояния безопасности пассажирского салона. Это вторая преграда. В результате возможности применения указанных мер на борту в системе обеспечения безопасности полетов фактически возникает 6-я преграда - мониторинг безопасности со стороны пилотов.

Поскольку в этой модели $T_{\text{зад}}$ – это фиксированная длительность полета, а в «Комплексе моделей процессов несанкционированного доступа к ресурсам системы» параметр $h=5$ ч – это средняя длительность полета, то мы проведем оценки эффективности дополнительной 6-й преграды при изменении длительности полета от 1 до 10 ч. Интенсивность попыток опасных воздействий в течение полета с учетом возможных повторных актов сообщников положим 2 раза в ч. Время между диагностиками целостности совпадает со временем полета (т.е. $T_{\text{непр},j}=T_{\text{зад},j}$). Время диагностики оказывается мало принципиальным, поскольку само это время остается за рамками непосредственно полета. Тем не менее зададим его равным 1 ч. Пилоты наряду со своими прямыми обязанностями по управлению лайнером будут выполнять обязанности операторов в процессе антитеррористического мониторинга салона самолета. Пусть в этой деятельности они сменяют друг друга в течение полета. С учетом высокой квалификации летчиков время наработки каждого из них на ошибку определим равным 1 неделе при длительности полета менее 5 ч и 4 суткам для полетов длительностью 5 ч и более. Ухудшение характеристик при длительных перелетах объясняется накапливающейся усталостью человека.

Интегральные результаты расчетов показывают (рис. 4), что для двухчасового полета вероятность отсутствия реализуемых террористических воздействий составит 0,995, для пятичасового полета она будет уже 0,978, а для десятичасового – 0,954.

Исходные данные для технологии 2 мониторинга безопасности отражены в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные для технологии 2 мониторинга безопасности

Характеристики угроз		Характеристики системы защиты				Требования заказчика	
j	σ_j	$T_{\text{меж},j}$	$T_{\text{диаг}}$	$T_{\text{нар},j}$	k_j	$T_{\text{зад},j}$	$P_{\text{зад},j}$
1	2 ч^{-1}	1 ч	1 ч	1 нед	1	1 ч	0,99
2	2 ч^{-1}	2 ч	1 ч	1 нед	2	2 ч	0,99
3	2 ч^{-1}	3 ч	1 ч	1 нед	2	3 ч	0,99
4	2 ч^{-1}	4 ч	1 ч	1 нед	2	4 ч	0,99
5	2 ч^{-1}	5 ч	1 ч	1 нед	2	5 ч	0,99
6	2 ч^{-1}	6 ч	1 ч	1 нед	2	6 ч	0,99
7	2 ч^{-1}	7 ч	1 ч	1 нед	2	7 ч	0,99
8	2 ч^{-1}	8 ч	1 ч	1 нед	2	8 ч	0,99
9	2 ч^{-1}	9 ч	1 ч	1 нед	2	9 ч	0,99
10	2 ч^{-1}	10 ч	1 ч	1 нед	2	10 ч	0,99

Если осуществить комплексную оценку безопасности с учетом первых преград предыдущего подраздела, то интегральная безопасность может быть оценена по формуле

$$P_{\text{безоп.}} = 1 - (1 - P_{\text{безоп.сущ.}})(1 - P_{\text{безоп.6}}), \quad (2)$$

где $P_{\text{безоп.сущ.}}$ – это вероятность обеспечения безопасности полетов с помощью существующей системы; $P_{\text{безоп.6}}$ – вероятность обеспечения безопасности полетов за счет 6-й преграды.

Анализ интегральных результатов расчетов (рис. 3), полученных по формуле (2), позволяет сформулировать окончательный ответ на поставленный в подразделе вопрос. Существующий уровень безопасности может быть повышен за счет реализации экстренных мер противодействия террористам на борту. Вероятность обеспечения безопасности полетов может реально возрасти с 0,52...0,53 до уровня 0,98...0,99.

Практически это означает, что, если при существующей системе каждый второй подготовленный террористический акт может оказаться реализуемым, то при наличии и прямом использовании эффективных средств противодействия террористам на борту (усыпляющего и/или шокового воздействия) 98...99 попыток насильственных захватов из 100 окажутся провальными. Успешным это противоборство может оказаться лишь тогда, когда будут приниматься упреждающие меры, эффективность которых базируется на основе моделирования.

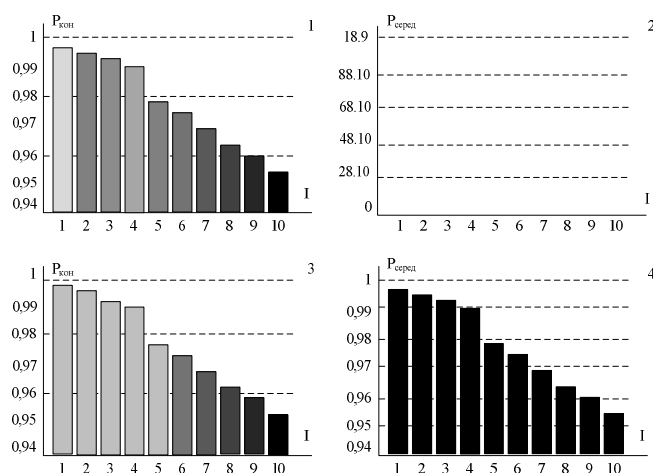


Рис. 3. Интегральные результаты расчетов

Для защиты информации в контуре УВД создан программный комплекс. Программный комплекс предназначен для применения в системе автоматизированного сбора, обработки и анализа данных о выполнении требований по обеспечению безопасности АС УВД. Программный комплекс должен быть установлен на выделенном специально для этих целей главном компьютере контроля выполнения требований по обеспечению безопасности АС УВД и управления рисками в соответствии с разработанной концепцией.

В концепции предусмотрено выполнение нескольких ключевых этапов:

идентификация (выявление) факторов риска (угроз) на основе сбора данных от систем объективного контроля;

оценка вероятности реализации риска, определение масштаба последствий и максимально возможного ущерба;

выбор методов и инструментов управления выявленным риском;

разработка риск-стратегии с целью снижения вероятности реализации риска и минимизации возможных негативных последствий;

планирование управления или пошаговые рекомендации для реализации риск-стратегии;

оценка (мониторинг) достигнутых результатов и, при необходимости, корректировка риск-стратегии.

Задачи, решаемые программным комплексом, включают:

сбор и обработку информации о состоянии авиационной безопасности в аэропорту, авиакомпании, выявление угроз и оценка вероятности их реализации;

оценку вероятного ущерба и выбор наиболее эффективных мер противодействия угрозе;

разработку рекомендаций руководителям службы авиационной безопасности аэропорта по стратегии снижения вероятности реализации риска и минимизации возможных негативных последствий;

выработку рекомендаций дежурным силам безопасности с целью интеграции и согласования действий всех сил и средств, имеющихся в распоряжении аэропорта;

разработку пошаговых рекомендаций для службы авиационной безопасности и администрации аэропорта (реализация выработанной стратегии);

формирование информационной поддержки лиц, принимающих решения при всех видах опасности;

оценку достигнутых результатов и, при необходимости, корректировку риск-стратегии;

построение усовершенствованных профилей и разработку технических решений для защиты гражданской авиации от актов незаконного вмешательства.

Программный комплекс позволяет выполнять следующие функции:

ввод и корректировку данных о структуре оцениваемых систем и о выполнении требований безопасности;

ведение баз данных с наборами требований к безопасности по классам оцениваемых объектов (базы данных «Метаклассов», «Классов объектов», «Мер защиты», «Требований по защите»), включая такие функции, как поиск информации по ключевым словам, корректировка и ввод новых записей, в том числе, путем импорта информации, подготовленной на другом компьютере;

построение структурных описаний оцениваемой системы, моделей угроз, мер и требований по защите оцениваемой системы;

анализ и оценку рисков невыполнения требований безопасности;

подготовку отчетов с результатами ввода данных, с описаниями структурных моделей, с перечнями требований безопасности по классам объектов;

обеспечивает выполнение функций по оценке возможных вариантов повышения защищенности оцениваемой системы;

обеспечивает возможность проведения сравнений состояния защищенности отдельных систем по кварталам и по годам; для этого реализована функция архивирования данных на задаваемые пользователями моменты времени;

обеспечивает выполнение функций сохранения резервных копий баз данных комплекса и восстановления данных из резервных копий.

Упрощенная блок-схема алгоритма работы программного комплекса представлена на рис. 4.

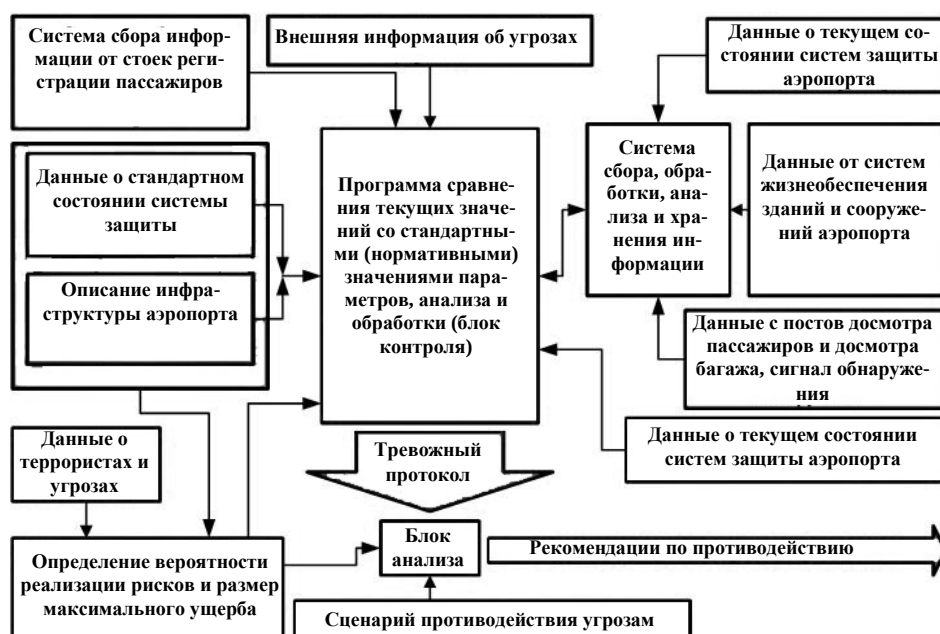


Рис. 4. Упрощенная блок-схема алгоритма работы программного комплекса

Помимо обеспечения должного уровня и качества авиационной безопасности применение программного комплекса позволяет администрации аэропорта осуществлять следующие мероприятия:

- контролировать качество производственной деятельности предприятия его персоналом;
- прогнозировать вероятность совершения несанкционированного воздействия и рассчитывать величину потенциального ущерба;
- на основе анализа рисков строить профили защиты объектов аэропорта минимальной стоимости;
- содержать в актуальном состоянии информационно-справочную базу отечественной и зарубежной нормативно-правовой документации;
- осуществлять сбор информации о социальной и криминальной обстановке в районе дислокации аэропорта, о появлении в районе его расположения представителей террористических групп на основе данных, получаемых из внешних источников информации и от средств объективного контроля;
- экономить ресурсы за счет автоматизации и повышения производительности труда служб авиационной безопасности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Акиншин Р.Н. Математические модели, алгоритмы и методы обеспечения защищенности информации в территориально-распределенных информационно-вычислительных системах. - Тула: Тульский ГУ, 2005.
2. Безкоровайный М.М., Костогрызов А.И., Львов В.М. Инструментально-моделирующий комплекс для оценивания качества функционирования информационных систем «КОК». - М.: Вооружение. Политика. Конверсия, 2001.
3. Гнеденко Б.В., Коваленко И.Н. Введение в теорию массового обслуживания. - М.: Наука, 1987.
4. Балыбердин В.А., Белевцев А.М., Степанов О.А. Оптимизация информационных процессов в автоматизированных системах с распределенной обработкой данных. - М.: Технология, 2002.
5. Яшков С.Ф. Анализ очередей в ЭВМ. - М.: Радио и связь, 1989.

DIELECTRIC HYBRID-MODE MILLIMETER-WAVE REFLECTOR FEEDS

Akinshin R.N., Karpov I.E., Samsonov A.D.

The analysis of the threats to the safety of air traffic, which is developed on the basis of the model and software system to assess threats to safety. A concept of risk management and mathematical models for the probabilistic risk assessment, based on which recommendations to improve safety flights.

Key words: air traffic control, service technology, safety flights.

Сведения об авторах

Акиншин Руслан Николаевич, 1980 г.р., окончил ТАИИ (2002), доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник СПП РАН, автор более 150 научных работ, область научных интересов – радиотехнические системы, информационная безопасность, методы обработки информации.

Карпов Иван Евгеньевич, 1984 г.р., окончил ТГУ (2008), начальник лаборатории Тульского института экономики и информатики, автор более 20 научных работ, область научных интересов – автоматизация процессов управления, вычислительная техника и информатика, информационная безопасность.

Самсонов Алексей Дмитриевич, 1961 г.р., окончил Военно-инженерный институт им. Можайского (1983), кандидат технических наук, первый заместитель Генерального директора ГосНИИ ГА, автор 19 научных работ, область научных интересов – транспортная и авиационная безопасность.

ББК 05
Н 34
Св. план 2013 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 193

ISBN 978-5-86311-891-8

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 Т.М. Приорова, И.В. Вилкова
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 24.06.13 г.

Печать офсетная
16,75 усл. печ. л.

Формат 60х90/8
Заказ № 1631/

14,28 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. 6а

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2013