

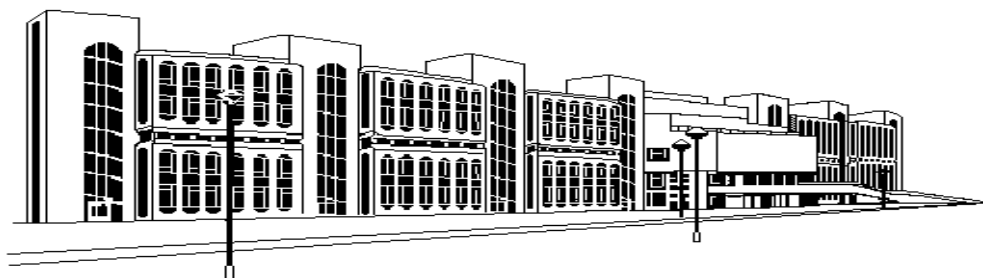


ISSN 2079-0619

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 171



Москва
2011

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 171 (9)

Издается с 1998 г.

**Москва
2011**

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

Главная редакция

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

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

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

Члены главной редакции - д-р экон. наук, проф. Б.В. Артамонов (МГТУ ГА);
д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (МГТУ ГА);
д-р экон. наук., проф. В.А. Казаков (МГУ им. М.В. Ломоносова);
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 (НТИЦ «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)

Ответственный редактор выпуска - д-р техн. наук, проф. Е.Е. Нечаев

E-mail: eenetchaev@mail.ru

тел. +7(495)458-75-76

ISBN 978-5-86311-803-1

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

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

№ 171

2011

СОДЕРЖАНИЕ

Акиншин Р.Н., Ушаков В.А., Лихоеденко К.П. Поляриметрические устройства формирования и обработки сигнала для селекции радиолокационных объектов.....	5
Козлов А.И., Татаринов В.Н., Татаринов С.В., Кривин Н.Н. Поляризационные инварианты в задачах обнаружения малоразмерных радиолокационных объектов.....	14
Алексанян А.Р. Формирование процедур поддержания летной годности воздушных судов	20
Губерман И.Б. Влияние продолжительности испытаний радиоэлектронной аппаратуры на результаты ее соответствия предъявляемым требованиям.....	29
Акиншин Р.Н., Ушаков В.А., Морозов Д.В. Классификация радиолокационных объектов по их изображениям с использованием искусственных нейронных сетей нестандартного вида.....	33
Акиншин Р.Н., Ушаков В.А., Лихоеденко К.П. Алгоритм последовательного обнаружения радиолокационных объектов по корреляционным свойствам их поляризационных параметров	37
Козлов А.И., Татаринов В.Н., Татаринов С.В., Кривин Н.Н. Поляризационно-доплеровская функция отклика составного радиолокационного объекта в задаче обнаружения.....	40
Козлов А.И., Татаринов В.Н., Татаринов С.В., Кривин Н.Н. Формирование параметров поляризационного спектра при когерентном рассеянии как интерференционный процесс.....	44
Литвинов В.П. Инженерная методика анализа и расчета кварцевых генераторов.....	50
Литвинов В.П., Богуславский С.В. Особенности теплового расчета и конструкции термостатированных кварцевых генераторов.....	58
Глаговский К.А., Ленина И.Б., Плешаков К.В., Рудельсон Л.Е. Метод ускорения поиска потенциальных конфликтных ситуаций.....	66
Глухов Ю.Е. Повышение эффективности УВД на основе контроля допустимой скорости догона при посадке.....	72
Былинин К.Е., Горбачёв О.А., Иванов В.Б., Хазанов Д.В. Сравнительная оценка точности позиционирования одночастотной аппаратуры систем ГЛОНАСС и GPS.....	78
Апанасов А.А. Перспективы использования современных информационных систем для анализа надежности средств радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи.....	84
Борсоев В.А., Лебедев А.М., Степанов С.М. Аналитическое решение системы дифференциальных уравнений Колмогорова для ошибок пилота первого и второго рода.....	89
Борсоев В.А., Лебедев А.М., Степанов С.М. Количественная оценка вероятности ошибок первого и второго рода, совершаемых экипажем ВС в полете.....	96
Рябков П.В. Способ размещения одночастотных приемников GPS, формирующих поле навигационных погрешностей в районе аэродрома.....	102
Безряков В.В., Крыжановский Г.А., Солодухин В.А. Прямые и обратные задачи оптимизации управления потоками воздушного движения в районе аэродрома.....	109
Крыжановский Г.А., Купин В.В. К вопросу формализации предпочтений активных элементов в системе организации воздушного движения.....	114
Алёшин А.В., Алёшин В.И., Бабаев Н.В., Крыжановский Г.А. Методика имитационного моделирования процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов при УВД в районе аэродрома.....	121

Алёшин А.В. Имитационное моделирование процессов управления группами прилетающих и вылетающих воздушных судов при УВД в районе аэродрома.....	129
Юркин Ю.А. Взаимодействие служб УВД со службами обеспечения полетов в аэропорту.....	137
Гаглов Э.П. Математическое измерение Г. Раша применительно во взаимодействии диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов.....	141
Половинчук Н.Я., Таран В.Н. Способ терминального оптимального управления летательным аппаратом на участке спуска в атмосфере.....	145
Былинин К.Е., Горбачёв О.А., Иванов В.Б., Гефан Г.Д. Глобальная эмпирическая модель коррекции ионосферной погрешности спутниковых навигационных систем.....	151
Харитонов В.Ю., Бажин В.А., Рудельсон Л.Е. Компьютерное воспроизведение виртуальной реальности в современных авиационных тренажерах.....	158
Горбунов А.Л. Современные визуальные интерфейсы в управлении воздушным движением.....	166
Коломиец С.Ф., Якубович Я.В. Изучение средствами активной радиолокации конвективной облачности на начальной стадии развития и параметров рассеивателей в пограничном слое атмосферы.....	173

УДК 621.317:53.087

ПОЛЯРИМЕТРИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА ФОРМИРОВАНИЯ И ОБРАБОТКИ СИГНАЛА ДЛЯ СЕЛЕКЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОБЪЕКТОВ

Р.Н. АКИНШИН, В.А. УШАКОВ, К.П. ЛИХОЕДЕНКО

Рассмотрены схемы устройств формирования поляризационно-модулированных сигналов (ПМС) и перспективные методы обработки последних.

Ключевые слова: поляризационно-модулированные сигналы.

Для обеспечения высокой информативности, помехоустойчивости, энергетического качества и вероятностных характеристик решения задачи системы селекции радиолокационных объектов должны использовать поляризационно-модулированные сигналы и прием нескольких ортогонально поляризованных компонент (ОПК) ПМС. Вид поляризационного базиса (ПБ) при этом не играет принципиальной роли за исключением кругового ПБ, результаты измерения поляризационных характеристик объектов в котором представляются более информативными, а также позволяют наиболее просто осуществлять измерение временной функции рассеяния объектов.

Перспективные методы обработки радиолокационного сигнала должны использовать доплеровскую и поляризационную обработку для различения целей, мешающих отражений и дипольных отражателей. Центры рассеяния радиолокационных целей и мешающих отражений имеют преимущественно пространственную ориентацию и, следовательно, селективно рассеивают радиолокационные сигналы в соответствии с ориентацией поля падающего электрического излучения. Для многоканальной системы форма сигнала передачи является вектором, а функция рассеяния – тензором [1-6].

Когда ведется передача и прием по 2 каналам, как делается это в случае с дуальной поляризацией, принятые сигналы становятся двухэлементными векторами

$$\tilde{r}(t) = \tilde{b} f_d(t) + \tilde{n}_c(t) + \tilde{w}(t), \quad H_1;$$

$$\tilde{r}(t) = \tilde{n}_c \tilde{w}(t), \quad H_0,$$

где переменные, выделенные жирным шрифтом, обозначают векторы компонентов поляризации.

Принятый векторный сигнал $\tilde{r}(t)$ содержит компонент от каждого поляризационного канала приема. Матрица рассеяния $\tilde{b}(t)$ содержит 4 компонента: вертикально поляризованное поле (VV), кросс-поляризованные компоненты (VH и HV) и горизонтальный компонент рассеяния (HH). Рассеянное поле моделируется как отражение от медленно флуктуирующей точечной цели с нулевыми средними комплексными гауссовскими случайными элементами. В общем, компоненты рассеяния $\tilde{b}_{VH}$ и $\tilde{b}_{HV}$ можно считать равными.

Здесь $\tilde{f}_d(t)$ – отраженный сигнал с временным запаздыванием, доплеровским смещением и энергией передачи E_t . Шум приемника $\tilde{w}(t)$ является векторным белым шумом, компоненты $\tilde{w}_V(t)$ и $\tilde{w}_H(t)$ которого независимы для 2 поляризационных каналов. Вектор окрашенного шума, обусловленного обратным рассеянием от мешающих отражений $\tilde{n}_c(t)$, также содержит компоненты дуальной поляризации, которые получены сверткой матрицы рассеяния в

частотной и временной области мешающих отражений

$$\tilde{b}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \underline{\Delta} \begin{bmatrix} \tilde{b}_V^T(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \\ \tilde{b}_H^T(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \end{bmatrix} \underline{\Delta} \begin{bmatrix} \tilde{b}_{VV}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \tilde{b}_{VH}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \\ \tilde{b}_{HV}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \tilde{b}_{HH}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) \end{bmatrix}$$

с векторным зондирующим сигналом

$$\tilde{f}(t) = \begin{bmatrix} \tilde{f}_V(t) \\ \tilde{f}_H(t) \end{bmatrix},$$

который нормализуется до единицы энергии. Матрица рассеяния $\tilde{b}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda)$ - гауссовский случайный процесс с нулевым средним значением, соответствует зондирующему сигналу, приводя к следующему соотношению

$$\tilde{n}_c(t) = \begin{bmatrix} n_{cV}(t) \\ n_{cH}(t) \end{bmatrix} = \sqrt{E_t} \int_{-\infty}^{\infty} \tilde{b}(t - \frac{\lambda}{2}, \lambda) f(t - \lambda) d\lambda.$$

Это выражение представляет вектор окрашенного шума, обусловленного мешающими отражениями, где t - время, а λ - диапазон радиолокационной станции (РЛС), выраженный в единицах времени. Может быть показано, что функция корреляции вектора мешающих отражений является функцией следующего вида [2]

$$\tilde{K}_{\tilde{n}_c}(t, u) \underline{\Delta} E \{ \tilde{n}_c(t) \tilde{n}_c^t(u) \} = \begin{bmatrix} \tilde{K}_{\tilde{n}_cVV}(t, u) \tilde{K}_{\tilde{n}_cVH}(t, u) \\ \tilde{K}_{\tilde{n}_cHV}(t, u) \tilde{K}_{\tilde{n}_cHH}(t, u) \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Подставляя $\tilde{h}_c(t)$ в (1) и допуская, что отражения от различных интервалов (дальности) статистически независимы, отражение от каждого интервала является функцией выборочных значений вектора гауссова процесса со средним нулевым значением, получим

$$\begin{aligned} \tilde{K}_{\tilde{n}_c}(t, u) &= E_t \int_{-\infty}^{\infty} \tilde{f}^T(t - \lambda) \tilde{K}_{DR} \{t - u, \lambda\} \tilde{f}^*(u - \lambda) d\lambda = \\ &= E_t \int \int_{-\infty}^{\infty} \tilde{f}^T(t - \lambda) \tilde{S}_{DR} \{\nu, \lambda\} \tilde{f}^*(u - \lambda) e^{j2\pi\nu(t-u)} d\nu d\lambda. \end{aligned}$$

Функция корреляции тензора $\tilde{K}_{DR} \{\tau, \lambda\}$ - это тензор 4-го порядка с 2 переменными, который зависит от отражающих свойств мешающих отражений. Обозначение "DR" означает, что мешающие отражения имеют двойное разнесение по доплеровской частоте и диапазону дальностей. Функция $\tilde{S}_{DR} \{\tau, \lambda\}$ - тензор 4-го порядка с 2 переменными, представляющий спектр процесса, и связан с $\tilde{K}_{DR}(\tau, \lambda)$ посредством преобразования Фурье

$$\tilde{K}_{DR}(\tau, \lambda) = \int_{-\infty}^{\infty} \tilde{S}_{DR}(\nu, \lambda) e^{j2\pi\nu\tau} d\nu.$$

Полученное соотношение можно назвать функцией рассеяния тензора процесса $\tilde{b}(\tau, \lambda)$.

$\tilde{K}_{DR}(\tau, \lambda)$ дает 16 различных элементов, если рассматривать статистическое поведение матрицы рассеяния случайного процесса. Классический приемник оптимизирован для сигнала, искаженного белым шумом вместо окрашенного шума мешающих отражений. В этом случае

оптимальным является согласованный по вектору фильтр. Решающей статистикой, рассчитанной классическим приемником, является величина [5, 6]

$$\tilde{l} \triangleq \int_{-\infty}^{\infty} \tilde{r}^T(t) \tilde{f}^*(t - \tau_d) e^{-j\varpi_d t} dt,$$

которая сравнивается с пороговым значением.

Отношение сигнала к шуму на выходе оптимального приемника определяется с помощью соотношения

$$\Delta = \bar{E}_r \int \int_{T_i}^{T_f} \tilde{f}_d(t) \tilde{Q}^*(t, u) \tilde{f}^*(u) dt du = \bar{E}_r \int_{T_i}^{T_f} \tilde{f}_d^T(t) \tilde{g}^*(t) dt.$$

Средняя энергия сигнала, принятого от цели

$$\bar{E}_r = E \left\{ \int_{-\infty}^{\infty} \tilde{S}^T(t) \tilde{S}^*(t) dt \right\} E_t, \quad (2)$$

где $\tilde{S}(t) = \tilde{b}_{f_d}(t)$.

Соотношение (2) сводится к равенству

$$\bar{E}_r = 2(\sigma_{VV}^2 + \sigma_{HV}^2) E_{tV} + 2(\sigma_{HH}^2 + \sigma_{VH}^2) E_{tH} + 4\sqrt{E_{tV} E_{tH}} \operatorname{Re}\{\rho_t(\sigma_{VV,VH}^2 + \sigma_{HV,HH}^2)\}$$

где σ_{VV}^2 – дисперсия элемента b_{VV} в матрице рассеяния от цели; $\sigma_{VV,VH}^2$ – корреляция между элементами b_{VV} и b_{VH} матрицы рассеяния от цели; E_{tV} и E_{tH} – энергия зондирующего сигнала в вертикальном и горизонтальном каналах соответственно; ρ_t – коэффициент корреляции между вертикальной и горизонтальной компонентами сигнала.

Величина Δ , выражения для которой были приведены выше, используется для определения вероятности обнаружения и ложной тревоги

$$P_F = (P_D)^{1+\Delta}. \quad (3)$$

Импульсная переходная характеристика оптимального фильтра $\tilde{h}_{0U}$ является матрицей 2×2 . Огибающая сигнала $\tilde{f}_0$ является векторной величиной. Важно отметить, что корреляционная матрица содержит коэффициенты векторов огибающей сигнала, что определяется в равенстве (3).

Оптимальный приемник, который вычисляет функцию корреляции принятого $\tilde{r}(t)$ и передаваемого сигналов $\tilde{q}(t)$, предполагает точное знание статистики рассеяния от мешающих отражений. Поскольку на практике доступна только цифровая аппроксимация корреляционной матрицы мешающих отражений, и эта информация может быть получена в результате ограниченного по времени наблюдения за ними, линейного оптимального приемника достаточно для расчета вероятности обнаружения при фиксированных уровнях сигнал-шум и вероятности ложной тревоги [2].

Наиболее общая схема построения приемопередающей части с учетом реализации перспективных ПМС представлена на рис. 1. Сигналы управления $A(t)$, $\varphi(t)$ определяют вид ПМС. Процессор выделения поляризационного признака (ПП) может быть реализован на промежуточной частоте либо может строиться по квадратурному принципу. В общем случае использование ПМС требует двухканального принципа построения передающей и приемной частей, при этом в каналах передающей части должна быть обеспечена возможность амплитудно-фазовой модуляции. Практически важной конкретизацией построения передающей системы для формирования и выделения ПМС с круговой двойной поляризацией является схема, ориентированная на использование линей-

но поляризованных излучателей [3, 4] либо поляризационного сумматора разделителя (рис. 2). Данная схема обеспечивает в соответствии с сигналом $S(t)$ манипуляцию круговой поляризации излучения и полный поляризационный прием отраженных сигналов в круговом ПБ. При этом блок $\psi(t)$ формирует необходимую фазовую модуляцию ОПК для обеспечения требуемой разрешающей способности либо диаграммы направленности фазированной антенной решетки. Данная схема применима в импульсных РЛС.

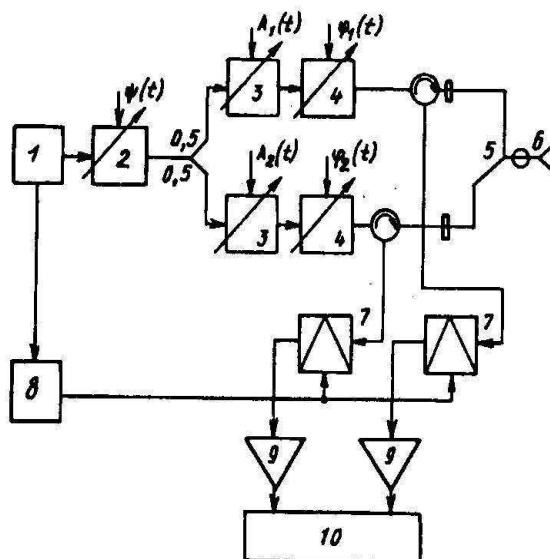


Рис. 1. Схема построения приемопередающего тракта для формирования ПМС:

1 - генератор СВЧ; 2- управляемый фазовозвращатель; 3 – управляемый аттенюатор; 4 - фазовый модулятор; 5 - поляризационный разделитель; 6 - поляризационно-изотропная антенна; 7 - смеситель канала приема; 8 - гетеродин; 9 -УПЧ; 10 - процессор сигналов ПЧ

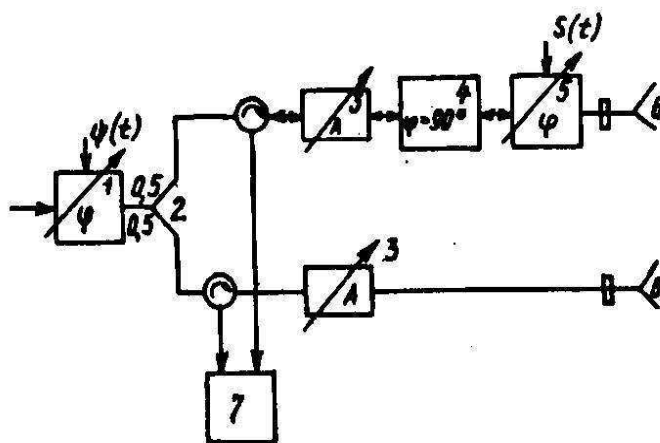


Рис. 2. Схема формирования и выделения ПМС в круговом ПБ:

1 - управляемый фазовозвращатель; 2 - делитель мощности $\frac{1}{2}$; 3 – подстроечные аттенюаторы для установки равенства амплитуд; 4 - фазовозвращатель $\pi/2$; 5 - фазовый модулятор; 6 - линейно поляризованные излучатели, ортогонально ориентированные в пространство; 7 - двухканальное приемное устройство

Для РЛС с непрерывным сигналом и РЛС с внутриимпульсной модуляцией предлагается схема формирования и выделения дуально поляризованных ПМС, обеспечивающая измерение ПМС объекта в круговом ПБ (рис. 3). Формирование ортогональных по частоте кругополяризованных компонент в схеме обеспечивается за счет поляризации ориентации исходного линейно поляризованного сигнала по линейному закону, что может достигаться либо за счет применения амплитудной модуляции и фазовой манипуляции сигнала в ортогональных каналах передающего устройства, либо за счет использования быстродействующих фарадеевских вращателей.

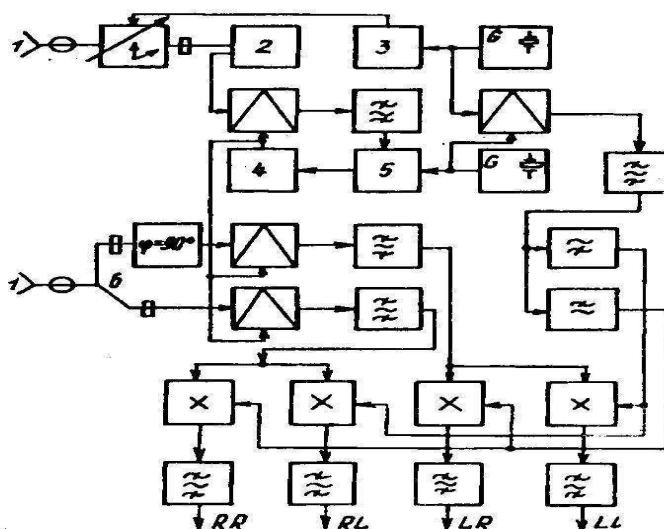


Рис. 3. Схема измерения ПМС в круговом ПБ:

- 1 - поляризационно-изотропная антенна; 2 - генератор СВЧ;
3 - формирователь модулятор; 4 - генератор;
5 - схема АПЧ; 6 - поляризационный разделитель

Наиболее эффективным способом измерения поляризационной матрицы рассеяния (ПМР) объекта с помощью ПМС в линейном ПБ является применение схемы с внутриимпульсной модуляцией эллиптичности по гармоническому закону (рис. 4). Формируемые таким образом в своем поляризационном спектре ортогональные по частоте линейно поляризованные компоненты, обеспечивающие при двухканальном приеме измерение полной (с учетом разностей фаз) ПМР объекта. В случае одноканального приема в данной схеме возможно измерение только одной основной, одной кроссполяризационной компонент и разности фаз между ними, что, как показал анализ эффективности вариантов построения РЛС, не является наиболее эффективным. Указанного недостатка лишена схема, представленная на рис. 5.

Структурная схема первичной обработки и выделения объектов ПМР при таком способе зондирования приведена на рис. 6. Выделение кроссполяризационной компоненты ПМР при одноканальном приеме достигается в данной схеме за счет гетеродинирования сигнала на дополнительной ПЧ, смещенной относительно основной ПЧ на величину частоты поляризационной модуляции зондирующего сигнала. Эффективные относительные ПП при этом выделяются череспериодной обработкой компонент отраженных сигналов.

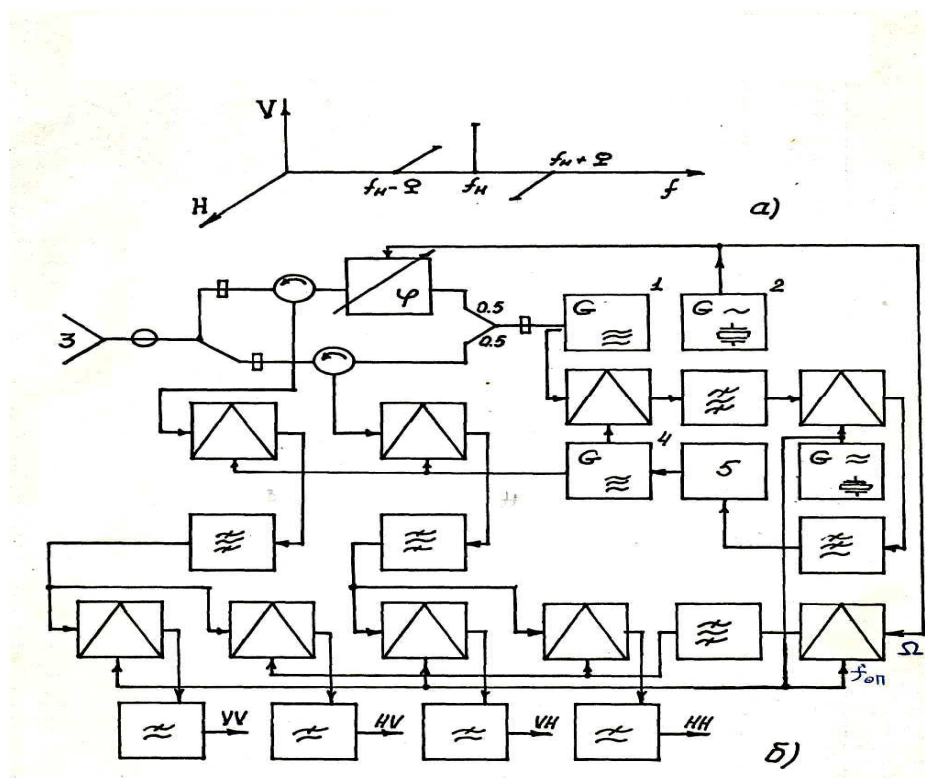


Рис. 4. Схема с внутриимпульсной модуляцией эллиптичности по гармоническому закону:
1 - передатчик; 2 - генератор $U(t) = \sin(\Omega t)$; 3 - поляризационно-изотропная антенна;
4 - гетеродин; 5 - блок АПЧ

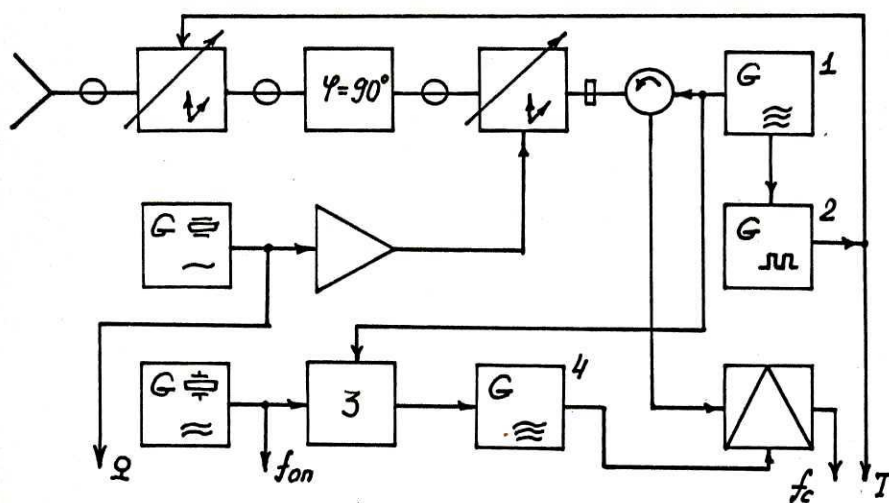


Рис. 5. Схема: 1 - генератор СВЧ; 2 - генератор сигнала «меандр» с периодом T ;
3 - система АПЧ; 4 - гетеродин; f_c - сигнал ПЧ; f_{on} - опорная ПЧ;
 Ω - частота поляризационной модуляции

Одним из путей выделения относительных ПП является применение логарифмического приемного устройства с последующим череспериодным вычитанием по схемам, аналогичным устройствам череспериодной компенсации в системах селекции движущихся целей (рис. 7).

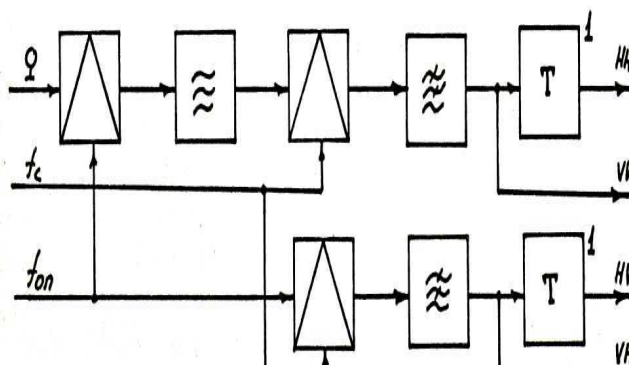


Рис. 6. Структурная схема первичной обработки и выделения объектов ПМР:
1 - линия задержки на период повторения T импульсов РЛС

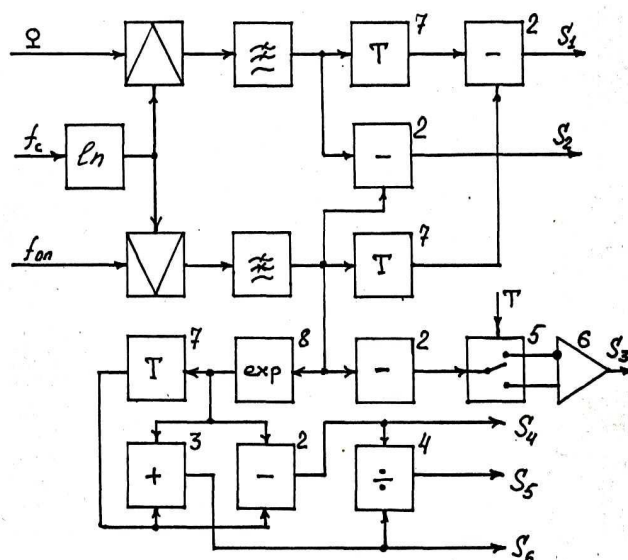


Рис. 7. Структурная схема аппаратуры выделения эффективных поляризационных признаков:
1 - УПЧ с логарифмической характеристикой; 2 - устройство вычитания; 3 - сумматор;
4 - делитель сигналов; 5 - аналоговый коммутатор; 6 - операционный усилитель;
7 - линия задержки на период повторения импульсов РЛС; 8 - экспоненциатор;
 S_1, S_2 - логарифмы коэффициентов деполаризации; S_3 - логарифм коэффициента асимметрии;
 S_4 - фактор формы; S_5 - нормированный фактор формы; S_6 - полная мощность основных ОПК ГШС

Характерным примером построения РЛС с межимпульсной поляризационной манипуляцией (независимо от ПБ) является структурная [2] схема РЛС, обеспечивающая измерение полной ПМР объекта при двухканальном принципе построения приемного тракта (рис. 8). Используемые в данной схеме делители сигнала могут быть построены на базе современных интегральных умножителей.

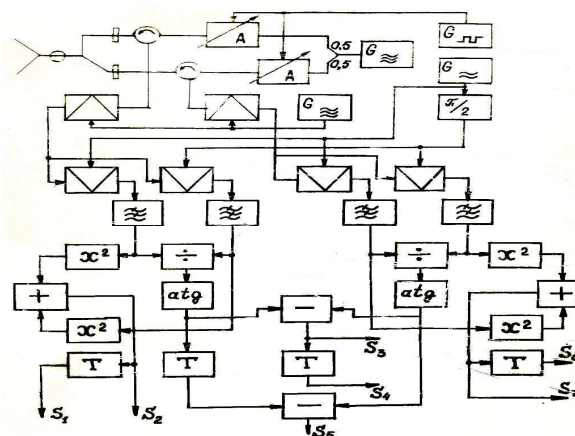


Рис. 8. Структурная схема РЛС, обеспечивающая измерение полной ПМР объекта при двухканальном принципе построения приемного тракта

В случае необходимости применения некогерентных одноканальных по поляризации РЛС, обеспечивающих выделение эффективного пространства ПП, может быть рекомендована структура РЛС, приведенная на рис. 9. Данная схема является универсальной в смысле применяемого ПБ. В случае необходимости применения линейного базиса в качестве поляризационного модулятора устанавливается модулятор ориентации, в случае кругового базиса - модулятор эллиптичности (рис. 3, 8).

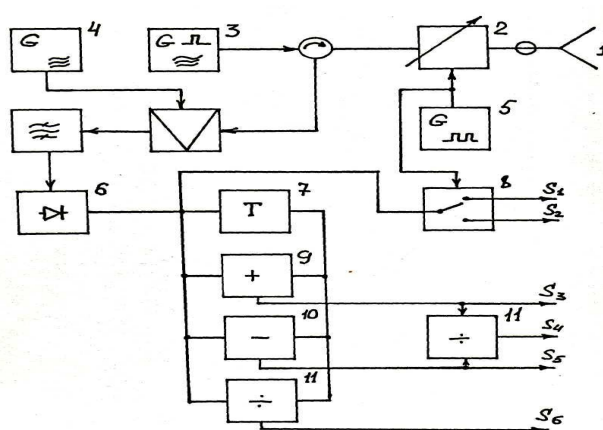


Рис. 9. Структурная схема некогерентной одноканальной РЛС измерения эффективных поляризационных признаков:

- 1 - поляризационно изотропная антенна; 2 - поляризационный модулятор; 3 - передатчик;
- 4 - гетеродин; 5 - генератор модулирующего сигнала; 6 - детектор; 7 - линия задержки;
- 8 - аналоговый коммутатор; 9 - сумматор; 10 - устройство вычитания; 11 - делитель сигналов;
- сигналы: $S_1 = U_{vv}$, $S_2 = U_{hh}$, S_3 - ЭПР на основных ОПК; S_4 - нормированный фактор формы;
- S_5 - фактор формы; S_6 - коэффициент асимметрии

Независимо от типа РЛС и выделяемых ПП в качестве аппаратуры принятия решений может быть применена система селекции, использующая нелинейные преобразования Джонсона, охватывающие практически всю область вероятностных распределений признаков в системе кривых Пирсона. Преимуществом такой структуры, основанной на указанных допущениях, является ее универсальность и простота аппаратной реализации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хлусов В.А., Лигтхарт Л.П., Шарыгин Г.С. Одновременное измерение всех элементов матрицы рассеяния радиолокационных объектов с использованием сложных сигналов // 8 Международная научно-техническая конференция «Радиолокация, навигация, связь». – Воронеж: Воронежский госуниверситет, 2002. – Т. 3.
2. Акиншин Н.С., Румянцев В.Л., Процюк С.В. Поляризационная селекция и распознавание радиолокационных сигналов. – Тула: Лидар, 2000.
3. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн (Поляризационная структура радиолокационных сигналов). – М.: Радиотехника, 2005.
4. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн (Радиолокационная поляриметрия). – М.: Радиотехника, 2007.
5. Boerner W.M., Hujnen J.R., Metchur N.C. Polarization in radar targetreconstruction / Final report The University of Illinois at Chicago. – 1983.
6. Джули Д. Поляризационное разнесение в радиолокации // ТИИЭР. – 1986. – № 2. – Т.74.

POLARIMETRIC DEVICE FORMING AND SIGNAL PROCESSING
FOR SELECTION OF RADAR SITES

Akinshin R.N., Ushakov V.A., Lihoddenko K.P.

The scheme of devices forming a polarization-modulated signals and advanced methods of processing the last.

Key words: polarization modulated objects.

Сведения об авторах

Акиншин Руслан Николаевич, 1980 г.р., окончил Тульский артиллерийский инженерный институт (2002), ведущий аналитик МГТУ им. Н.Э.Баумана, доктор технических наук, доцент, автор 116 научных работ, область научных интересов – автоматизация процессов управления, вычислительные системы и сети, информационная безопасность.

Ушаков Вадим Анатольевич, 1970 г.р., окончил МАИ (1991), ВВИА им. Н.Е. Жуковского (1993), старший научный сотрудник 3 ЦНИИ МО РФ, автор 11 научных работ, область научных интересов – радиолокация, радиофизика.

Лиходенко Константин Павлович, 1962 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э.Баумана (1985), кандидат технических наук, доцент МГТУ им. Н.Э.Баумана, автор 48 научных работ, область научных интересов – локационные информационные системы.

УДК 621.396.96

ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЕ ИНВАРИАНТЫ В ЗАДАЧАХ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОБЪЕКТОВ

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

В работе демонстрируется возможность эффективного использования поляризационных инвариантов матриц рассеяния радарных объектов в задачах обнаружения малоразмерных объектов. Результаты испытаний макета поляризационного радара подтверждают основные теоретические предположения, сделанные в работе.

Ключевые слова: обнаружение малоразмерных объектов, поляризация радара.

1. Введение

Пространственно-временные флуктуации электромагнитного поля при когерентном рассеянии сложными радарными объектами представляют собой поляризационный спектр [1]. Весьма важной задачей для исследований является вопрос об изменении статистических характеристик поляризационного спектра при рассеянии подстилающей поверхностью в случае появления на этой поверхности малоразмерного искусственного отражателя. Данный вопрос представляет значительный интерес для задачи обнаружения радиолокационных объектов.

2. Параметры Стокса при рассеянии волн составным объектом

Рассмотрим задачу рассеяния электромагнитных волн составным радарным объектом, включающим в себя малоразмерный объект, расположенный на случайной подстилающей поверхности.

Принимая во внимание, что случайная подстилающая поверхность характеризуется значительным количеством случайно расположенных центров вторичного рассеяния, будем использовать простейшую модель составного объекта, включающую искусственный объект T_0 и набор точечных рассеивателей T_M , случайно распределенных в пространстве (рис. 1).

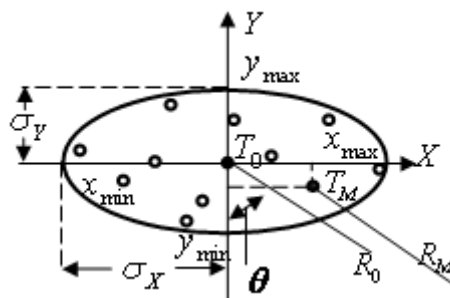


Рис. 1. Геометрия рассеяния составным объектом

Координаты точечных рассеивателей T_M удовлетворяют условиям $\sum_{M=1}^N x_M = 0$, $\sum_{M=1}^N y_M = 0$, а дисперсия координат есть

$$\sigma_x \approx \sqrt{(1/N) \sum_{M=1}^N x_M^2}, \quad \sigma_y \approx \sqrt{(1/N) \sum_{M=1}^N y_M^2}.$$

Предположим, что искусственный объект и точечные рассеиватели обладают матрицами рассеяния (MP), которые заданы в собственном базисе

$$\|T_0\| = \begin{vmatrix} \dot{a}_1 & 0 \\ 0 & \dot{a}_2 \end{vmatrix}, \|T_M\| = \begin{vmatrix} \dot{b}_{1M} & 0 \\ 0 & \dot{b}_{2M} \end{vmatrix}, \quad (1)$$

где $\dot{a}_k, \dot{b}_k$ ($k = 1, 2$) есть инвариантные собственные числа МР (при этом мы считаем, что собственные базисы совпадают).

Если излучаемая волна обладает линейной поляризацией с углом ориентации 45° , то вектор Джонса волны, рассеянной некоторой отдельной парой рассеивателей (например T_0, T_M) составного объекта, может быть записан в дальней зоне (в линейном поляризационном базисе) как

$$\dot{E}_{S\Sigma} = \frac{\exp(j2kR_0)}{R_0 \sqrt{4\pi}} \left[\begin{vmatrix} \dot{a}_1 \\ \dot{a}_2 \end{vmatrix} + \sum_{M=1}^N \exp(-j2k\xi_M) \cdot \begin{vmatrix} \dot{b}_{1M} \\ \dot{b}_{2M} \end{vmatrix} \right], \quad (2)$$

где $\xi_M = -(x_M \theta + y_M)$. В данном случае $2ky_M = 2\omega\tau_M$, $\tau_M = y_M/c$, $2kx_M \theta = 2\Omega_M \theta$, $\Omega_M = 2\pi x_M/\lambda$.

Найдем третий параметр Стокса волны, рассеянной отдельной парой T_0, T_M для случая $\theta=0$

$$S_{3\Sigma} = -j(\dot{E}_{X\Sigma} \dot{E}_{Y\Sigma}^* - \dot{E}_{Y\Sigma} \dot{E}_{X\Sigma}^*) = S_3^{T_0} + S_3^{T_M} + S_3^{INT}, \quad (3)$$

где $S_3^{T_0}, S_3^{T_M}$ есть параметры Стокса, отвечающие рассеивателям T_0, T_M , а S_3^{INT} есть интерференционный член [1], имеющий вид

$$S_3^{INT} = 2\sqrt{S_0^{T_0}} \sqrt{S_0^{T_M}} \sqrt{D_{0M}} \sin(\omega\tau_M + \eta_M). \quad (4)$$

Здесь величины $S_0^{T_0}, S_0^{T_M}$ есть нулевые параметры Стокса рассеивателей, а величина D_{0M} представляет собой так называемую поляризационную дистанцию между поляризационными состояниями волн, рассеянных элементами T_0, T_M . Все эти величины представляют собой инварианты МР.

3-й параметр Стокса S_3 суммарного поля, рассеянного всем набором случайных рассеивателей T_M и искусственным объектом T_0 , представляет собой сумму

$$S_3 = S_3^{T_0} + \sum_{M=1}^N S_3^{T_M} + \sum_{M=1}^N S_3^{INT} + \sum_{K=1}^C S_{3K}^{INT}, \quad (5)$$

последнее слагаемое которой определяется числом пар T_M^N, T_M^S , сформированных из случайных рассеивателей T_M . Число этих пар равно величине $C_M^2 = M!/(2!(M-2)!)$.

Найдем теперь среднюю величину 3-го параметра Стокса суммарного рассеянного поля S_3 . Нетрудно видеть, что последние три слагаемые соотношения (5) есть функции случайной величины D и фазового сдвига $\Delta\phi$, которые независимы. Принимая во внимание независимость случайных величин D и $\Delta\phi$, характеризующихся плотностями вероятностей $P(D)$ и $P(\Delta\phi)$, а также тот факт, что размах флуктуаций $\Delta\phi \gg 2\pi$, нетрудно видеть, что функция $\exp(i\Delta\phi)$ слу-

чайной переменной $\Delta\phi$ будет иметь среднее значение $\overline{\exp(j\Delta\phi)} = \int_{-\infty}^{\infty} P(\Delta\phi) \exp(j\Delta\phi) d(\Delta\phi) \ll 1 \Rightarrow 0$

при условии $\Delta\phi \gg 2\pi$. В данном случае средняя величина суммы третьих параметров Стокса $S_{3\Sigma}$ примет значение

$$\overline{S_3} = \overline{S_3^{T_0}} + \sum_{M=1}^N \overline{S_3^{T_M}} + \sum_{M=1}^N \overline{S_3^{INT}} + \sum_{K=1}^C \overline{S_{3K}^{INT}} \approx \overline{S_3^{T_0}}. \quad (6)$$

Таким образом, из соотношения (6) следует, что средняя величина 3-го параметра Стокса поля, рассеянного составным объектом, определяется в основном средней величиной 3-го параметра Стокса искусственного объекта $S_3^{T_0}$. При этом случайная составляющая будет подавлена. Для подтверждения результатов анализа мы воспользуемся данными, полученными в ходе

испытаний макета обзорного поляризационного радара [1]. Этот радар обеспечивал одновременное измерение как ЭПР составного радарного объекта, так и величину коэффициента эллиптичности рассеянной волны $-1 < K < 1$ (время измерения составляло 10^{-6} с). Указанные величины могли быть представлены на экране радара и одновременно регистрировались системой цифровой регистрации.

Здесь необходимо отметить следующий факт: хотя проведенный анализ был реализован для величины S_3 , нетрудно видеть [1, 2], что величины $-1 < S_3 < 1$ и $-1 < K < 1$ взаимно однозначно связаны соотношениями

$$S_3 = \frac{2K}{1+K^2}, \quad K = \frac{1-\sqrt{1-S_3^2}}{S_3}.$$

В случае, если $-1 < K < 1$ представляет собой случайную величину и обладает плотностью вероятностей $f(K)$, то

$$\overline{S_3} = 2 \int_{-1}^1 \frac{K}{1+K^2} f(K) dK.$$

Таким образом, экспериментальные исследования коэффициента эллиптичности $-1 < K < 1$ всегда будут взаимно однозначно связаны с вариациями параметра S_3 .

3. Эксперимент

В данном подразделе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований обнаружения малоразмерных радарных объектов на фоне подстилающей поверхности с использованием поляризационных инвариантов. Эти результаты подтверждают наличие подавления отражений от подстилающей поверхности и эффективность поляризационной селекции.

Результаты обнаружения малоразмерного искусственного объекта в виде металлической трубы диаметром $d=0,05$ м и высотой $h=1,5$ м на фоне морского волнения при различной высоте волнения представлены на рис. 2 а, б и рис. 3 а, б. Объект располагался на неотражаемом основании среди морского волнения. Дистанция от радара до объекта составляла 1,3 – 2,0 км. Методика измерений обеспечивала измерение поляризационно-энергетических параметров участка морского волнения без наличия объекта и этих же параметров для случая составного объекта, т. е. морского волнения и искусственного объекта. Измерения проводились для различной высоты волн: 0,2 м., 0,4–0,5 м., 1,0–1,5 м. Измеряемыми и отображаемыми параметрами являлись полная ЭПР ($RCS(t)$) и коэффициент эллиптичности рассеянной волны $K = \tan \alpha$. На рис. 2 а показаны зависимости $RCS(t)$ и $K(t)$ для высоты волны $\approx 0,5$ м при дистанции 1,5 км (искусственный объект отсутствует). На рис. 2 б приведены зависимости $RCS(t)$ и $K(t)$ для случая составного объекта (морское волнение + металлическая труба). Не трудно видеть, что наличие объекта приводит к значительному изменению статистических характеристик величины K (как среднего значения, так и дисперсии).

Для рис. 2 а (морское волнение, волна 0,5 м) среднеквадратическое отклонение коэффициента эллиптичности равно $\sigma_K=0,25$, а его среднее значение есть $\overline{K}=0$.

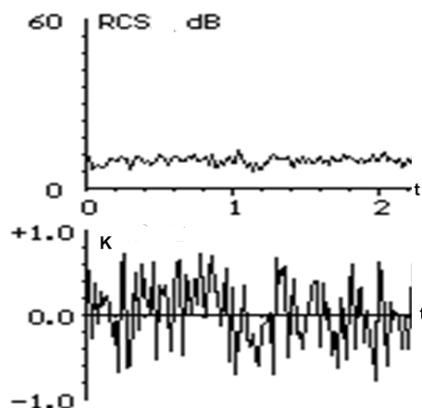


Рис. 2 а. Морское волнение (волна $h \approx 0,5$ м, $D = 1,5$ км)

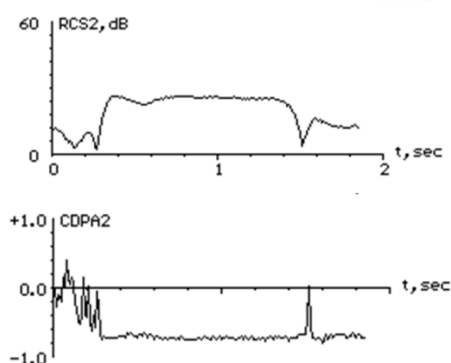


Рис. 2 б. Морское волнение при наличии объекта (волна $h \approx 0,5$ м, $D = 1,5$ км)

Для рис. 2 б (морское волнение, волна 0,5 м при наличии объекта) среднеквадратическое отклонение коэффициента эллиптичности равно $\sigma_K = 0,015$, а его среднее значение стремится к величине $K \Rightarrow -1$, которая соответствует характеру объекта (поляризационно-изотропный объект). Рис. 3 а и 3 б демонстрируют подобные зависимости для случая высоты морской волны 1,5 м как при отсутствии, так и при наличии малоразмерного искусственного объекта.

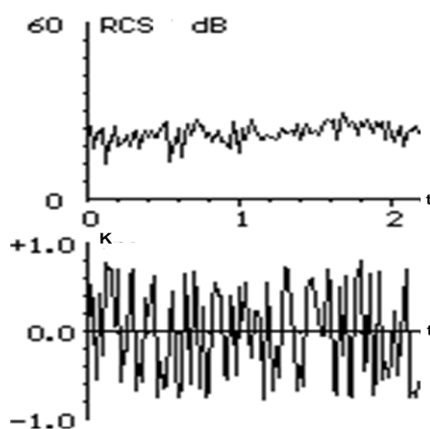


Рис. 3 а. Морское волнение (волна $h \approx 1,5$ м, $D = 1,5$ км)

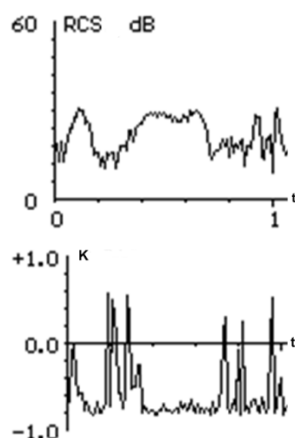


Рис. 3 б. Морское волнение при наличии объекта (волна – $h \approx 1,5$ м, $D = 1,5$ км)

Для рис. 3 а (морское волнение, волна 1,5 м) среднеквадратическое отклонение коэффициента эллиптичности равно $\sigma_K = 0,35$, а его среднее значение есть $\bar{K} = 0$. Для рис. 3 б (морское волнение при наличии объекта, волна 1,5 м) среднеквадратическое отклонение коэффициента эллиптичности равно $\sigma_K = 0,08$, а его среднее значение стремится к величине $K \Rightarrow -1$, которая соответствует характеру объекта (поляризационно-изотропный объект).

4. Заключение

Приведенные результаты свидетельствуют, что использование поляризационных инвариантов радарных объектов позволяет повысить вероятность обнаружения малоразмерных искусственных объектов на фоне случайной подстилающей поверхности. Данное обстоятельство обусловлено тем фактом, что наличие искусственного объекта значительно повышает стабильность средних значений поляризационных параметров поля, рассеянного составным объектом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Козлов А.И., Татаринов В.Н., Татаринов С.В. Введение в современную теорию поляризации радиолокационных сигналов. Статистическая теория поляризации. - Томск: Томский государственный университет, 2007. - Т. 2.
2. Татаринов В.Н., Татаринов С.В., Лигтхарт Л.П. Введение в современную теорию поляризации радиолокационных сигналов. - Томск: Томский государственный университет, 2006.

POLARIZATION INVARIANTS IN THE PROBLEMS OF SMALL TARGETS RADAR DETECTION

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

In this paper demonstrates a possibility of effective using of object scattering matrix polarization invariants in the problems of detection, mapping and target selection. Experimental results confirms the main theoretical suggestions, which was made in actual work.

Key words: low-sized objects detection, radar equipment polarization.

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, автор около 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, автор около 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, автор 7 научных работ, область научных интересов - теория поляризационного контраста малоразмерных объектов на подстилающей поверхности.

УДК 629.735.017.083

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЦЕДУР ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.Р. АЛЕКСАНИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ицковичем А.А

Введены новые понятия по поддержанию лётной годности и приведены методические рекомендации по формированию процедур поддержания лётной годности воздушных судов.

Ключевые слова: мониторинг, поддержание лётной годности, формирование процедур поддержания лётной годности, регламентные работы, нерегламентные непланируемые работы.

Методологические аспекты управления процессами технической эксплуатации и поддержание лётной годности (ПЛГ) воздушных судов (ВС) рассматриваются в работах [1, 2]. Мониторинг процессов ПЛГ ВС на основе применения метода моделирования IDEF0, обеспечивающего структурирование процессов и разработку функциональной модели с учётом иерархической структуры, осуществляется в рамках решения проблемы создания методологических основ управления процессами ПЛГ ВС [3]. На основе результатов этих работ и обобщения опыта эксплуатации ВС в данной статье разработаны алгоритмы формирования процедур ПЛГ ВС.

В соответствии с принятой ИКАО 04.02.2010 г. поправкой 102 к Приложению №8 к Чикагской конвенции уточнено определение термина «поддержание лётной годности».

Поддержание лётной годности – комплекс мер, посредством которых обеспечивается соответствие всех ВС действующим требованиям лётной годности и их поддержание в состоянии, необходимом для безопасной эксплуатации на протяжении эксплуатационного срока службы.

Результаты проведенных исследований [1, 2], с учётом указанного определения, позволяют ввести следующие понятия.

Процесс поддержания лётной годности - совокупность операций по ПЛГ ВС. *Операция по поддержанию лётной годности* – часть процесса ПЛГ, содержащая целенаправленные действия по поддержанию и восстановлению исправности и работоспособности функциональных систем и компонентов ВС. *Процедура поддержания лётной годности* – установленные способ и последовательность осуществления процессов ПЛГ ВС. *Формирование процедур поддержания лётной годности* – определение перечня и последовательность выполнения процессов ПЛГ ВС.

В данной статье решение задачи формирования процедур ПЛГ ВС показано на примере технического обслуживания (ТО) ВС. Обобщение опыта эксплуатации ВС в Российских авиакомпаниях даёт возможность все работы по ТО, выполняемые для ПЛГ в процессе лётно-технической эксплуатации, подразделить на следующие виды:

регламентные работы (формы ТО ВС, замена агрегатов с ограниченным ресурсом; мойка ВС);
нерегламентные работы (непланируемые работы, планируемые работы).

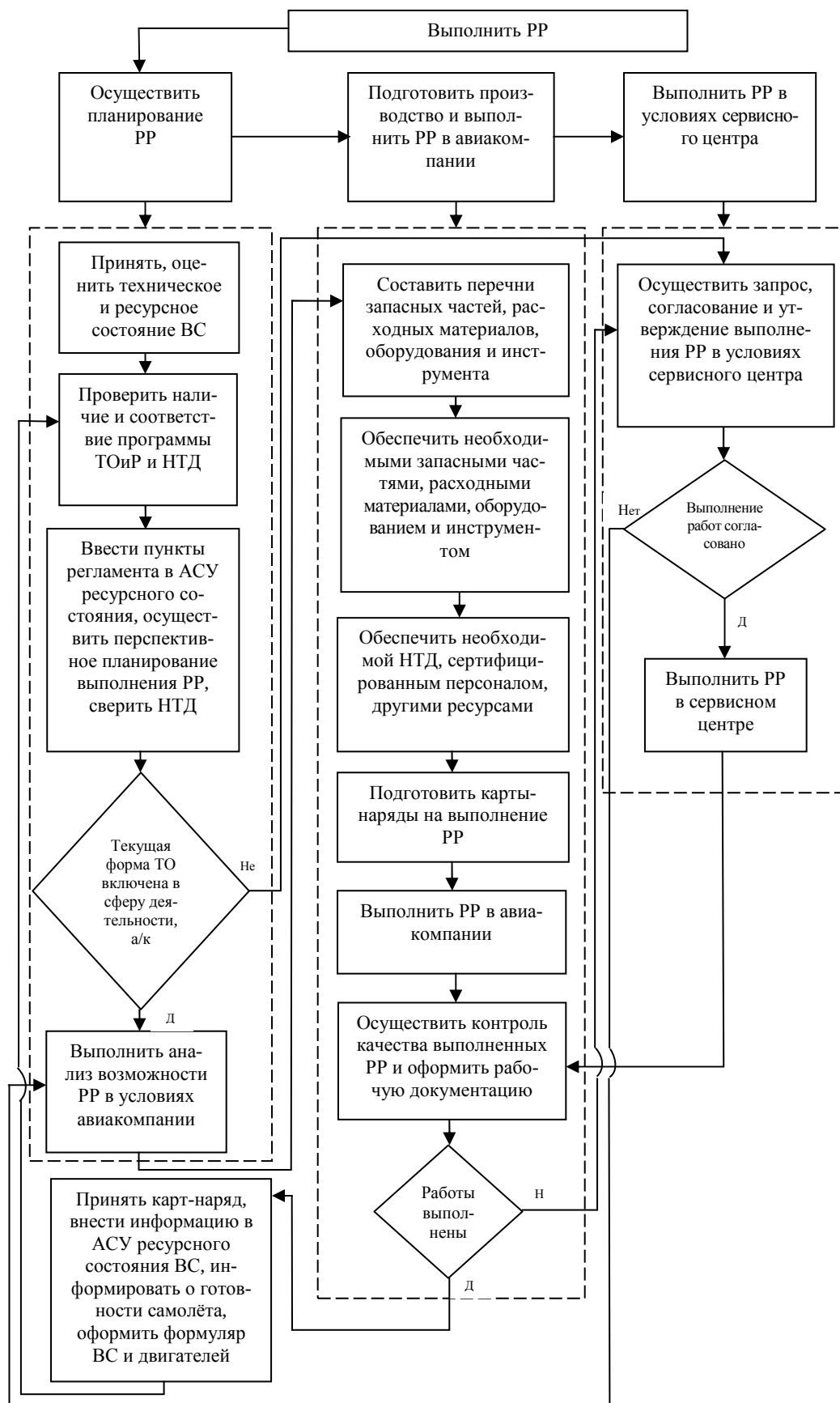


Рис. 1. Алгоритм формирования процедуры выполнения регламентных работ (РР)

1. Формирование процедуры выполнения регламентных работ

Алгоритм формирования процедуры выполнения регламентных работ на ВС приведен на рис. 1. Перед поступлением ВС в лётно-техническую эксплуатацию в авиакомпании осуществляется планирование регламентного ТО. Далее осуществляется приёмка ВС в установленном порядке с целью: определения технического и ресурсного состояния ВС, оценки возможности безопасной эксплуатации. Для этого создаётся комиссия, в которую входят: главный инженер, специалист материально-технического обеспечения (МТО), начальник службы контроля качества (СКК); специалист инженерно-авиационной службы (ИАС), имеющий допуск на самостоятельное ТО ВС данного типа.

Для оценки ресурсного состояния главным инженером производится анализ соответствия программы ТО и ремонта и нормативно-технической документации (НТД). Инженер по планированию вводит пункты регламента ТО в автоматизированную систему учёта (АСУ) ресурсного состояния самолёта и, исходя из прогнозируемого налёта, осуществляет перспективное планирование отхода самолёта на формы ТО и замены компонентов с ограниченным ресурсом. Далее производится разделение объёмов работ на разрешенные к выполнению в авиакомпании, и работ, не включённых в сферу её деятельности.

В случае предстоящего объёма работ, не входящих в сферу деятельности авиакомпании, проводятся регламентные работы в условиях сервисного центра. Перед этим необходимо осуществить запрос на проведение ТО у представителей сервисных центров и согласовать возможность их выполнения. При отрицательном решении рассматривается возможность выполнения работы в условиях авиакомпании. При этом составляется перечень расходных материалов, оборудования и инструмента, производится обеспечение сертифицированным персоналом, производственно-технической документацией, оборудованием, инструментом, запасными частями и расходными материалами. Подготавливаются карты-наряды на выполнение регламентных работ. Выполняются регламентные работы в авиакомпании, осуществляется контроль качества выполненных работ и оформляется рабочая документация. После выполнения работ принимаются карты-наряды, вносится информация в АСУ ресурсного состояния ВС, передаётся информация о готовности самолёта, оформляются формуляры ВС и двигателей.

Если планируемые работы входят в сферу деятельности авиакомпании и неоднократно выполнялись ИАС, то допускается устное информирование о готовности к выполнению работ. Подготавливаются карты-наряды. В установленные сроки выполняются работы на ВС. Осуществляется контроль качества выполненных работ и оформляется рабочая документация. Соответственно идёт приёмка карты-наряда, внесение информации в АСУ ресурсного состояния ВС, информирование о готовности самолёта. Оформляется формуляр ВС и двигателей.

2. Формирование процедуры выполнения нерегламентных непланируемых работ

Алгоритм формирования процедуры выполнения нерегламентных непланируемых работ приведен на рис. 2.

Служба объективного контроля (СОК) производит расшифровку и анализ полётной информации в части состояния систем ВС и двигателей, и представляет отчёт о результатах расшифровки ведущему инженеру с указанием выявленных неисправностей.

Экипаж выявляет во время полёта отказы и неисправности, которые регистрирует в установленном порядке в бортовом журнале ВС и передаёт ведущему инженеру во время проведения послеполётного брифинга.

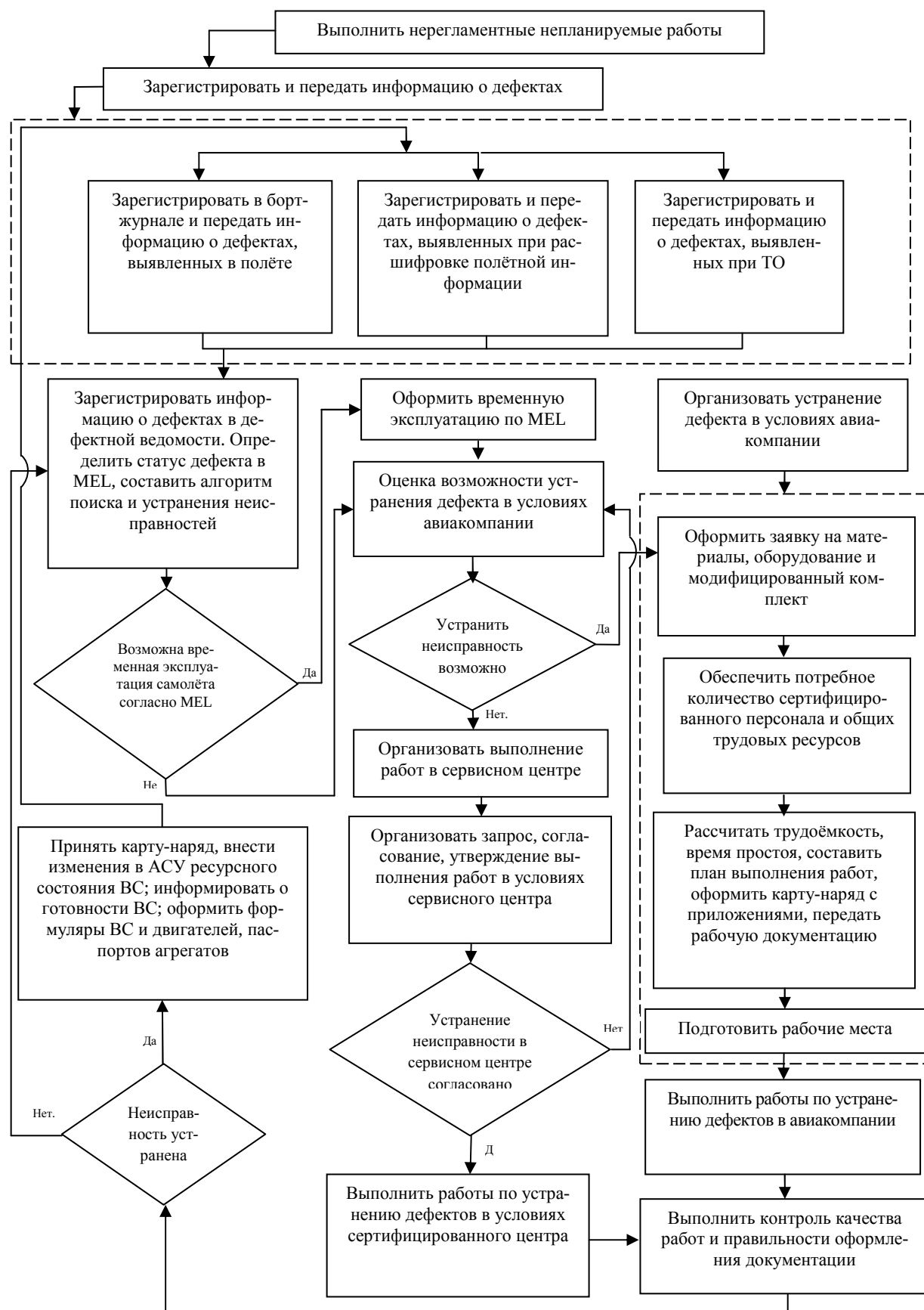


Рис. 2. Алгоритм формирования процедуры выполнения нерегламентных unplanned работ

Ведущий инженер производит поиск дефектов во время планового ТО ВС и регистрирует их. Информацию о дефектах, полученную из службы СОК, от экипажа и обнаруженных при ТО, ведущий инженер регистрирует в дефектной ведомости. Затем определяется статус дефекта в перечне минимально исправного оборудования (MEL). При затруднении в определении способа устранения дефекта ведущий инженер совместно со специалистами по инженерному обеспечению и ЭТД, с другими компетентными лицами составляет алгоритм поиска и устранения неисправности, а также информирует руководство ИАС о состоянии ВС или о допуске ВС к временной эксплуатации согласно MEL. Если допуск разрешён, то оформляется временная эксплуатация по MEL, а затем и оценка возможности устранения дефекта в условиях авиакомпании.

Если допуск не разрешён, то руководство ИАС производит оценку возможности устранения дефекта в условиях авиакомпании. При этом ведущим инженером оформляется заявка на материалы, оборудование и модифицированный комплект. Руководством ИАС обеспечивается необходимое количество сертифицированного персонала и общих трудовых ресурсов. Инженер по планированию совместно со специалистом по инженерному обеспечению на основании данных, полученных от ведущего инженера, производит расчёт трудоёмкости предстоящих работ, времени простоя и планирует выполнение работ на ВС. Инженер по организации и управлению производством ИАС на основании оперативного плана подготавливает карту-наряд с приложением, в котором оформляет требования на устранение дефекта, выдаёт её в работу ведущему инженеру под роспись в журнале учёта выдачи-приёмки карт-нарядов. Подготавливаются рабочие места.

Ведущий инженер совместно со вспомогательным персоналом производит выполнение работ по устранению дефектов на ВС. Начальник СКК осуществляет технический контроль выполненных работ и проверяет правильность оформления рабочей документации. Если неисправность устранена, то начальник СКК передаёт рабочую документацию инженеру по организации и управлению производством ИАС под роспись в журнале учёта выдачи-приёмки карт-нарядов. Инженер по планированию на основании записи о проделанных работах вносит изменения в АСУ ресурсного состояния ВС. Лицо, ответственное за ведение формуляров, делает запись о выполненных работах в формуляр ВС, двигателя или паспорт компонента. Инженер по организации и управлению производством информирует операционный отдел о готовности самолёта к полётам.

Если неисправность не устранена по составленному ранее алгоритму в связи с неудовлетворительной технологией, ошибочного или неполного заказа ЗПЧ, материалов, то начальник службы СКК информирует специалиста по инженерному обеспечению и ЭТД о не устранении дефекта и совместно с начальником ИАС производит корректировку заказа, а также составляет служебную записку главному инженеру о невозможности выполнения работ по устранению дефекта в условиях авиакомпании.

В случае принятия решения о невозможности или нецелесообразности устранения неисправности в условиях авиакомпании главный инженер информирует об этом службу СОП и директора авиакомпании. Менеджер СОП осуществляет поиск сервисного центра, в условиях которого возможно устранение дефекта исходя из условий минимальной стоимости выполнения работ, минимального времени простоя, других критериев. Полученную информацию предоставляет директору на согласование. После получения одобрения директора менеджер СОП посылает официальное подтверждение отправки ВС в сервисный центр в оговоренные ранее сроки. Сервисный центр производит выполнение работ по устранению неисправности на ВС. Далее выполняется контроль качества работ. Ведущий инженер информирует первоисточники информации (экипаж, службу СОП и т.д.) об устранении неисправности на ВС.

Если по каким-либо причинам вопрос об устранении дефекта согласовать не удаётся, директор авиакомпании в письменной форме уведомляет главного инженера о необходимости повторного рассмотрения вопроса о возможности устранения дефекта в условиях авиакомпании.

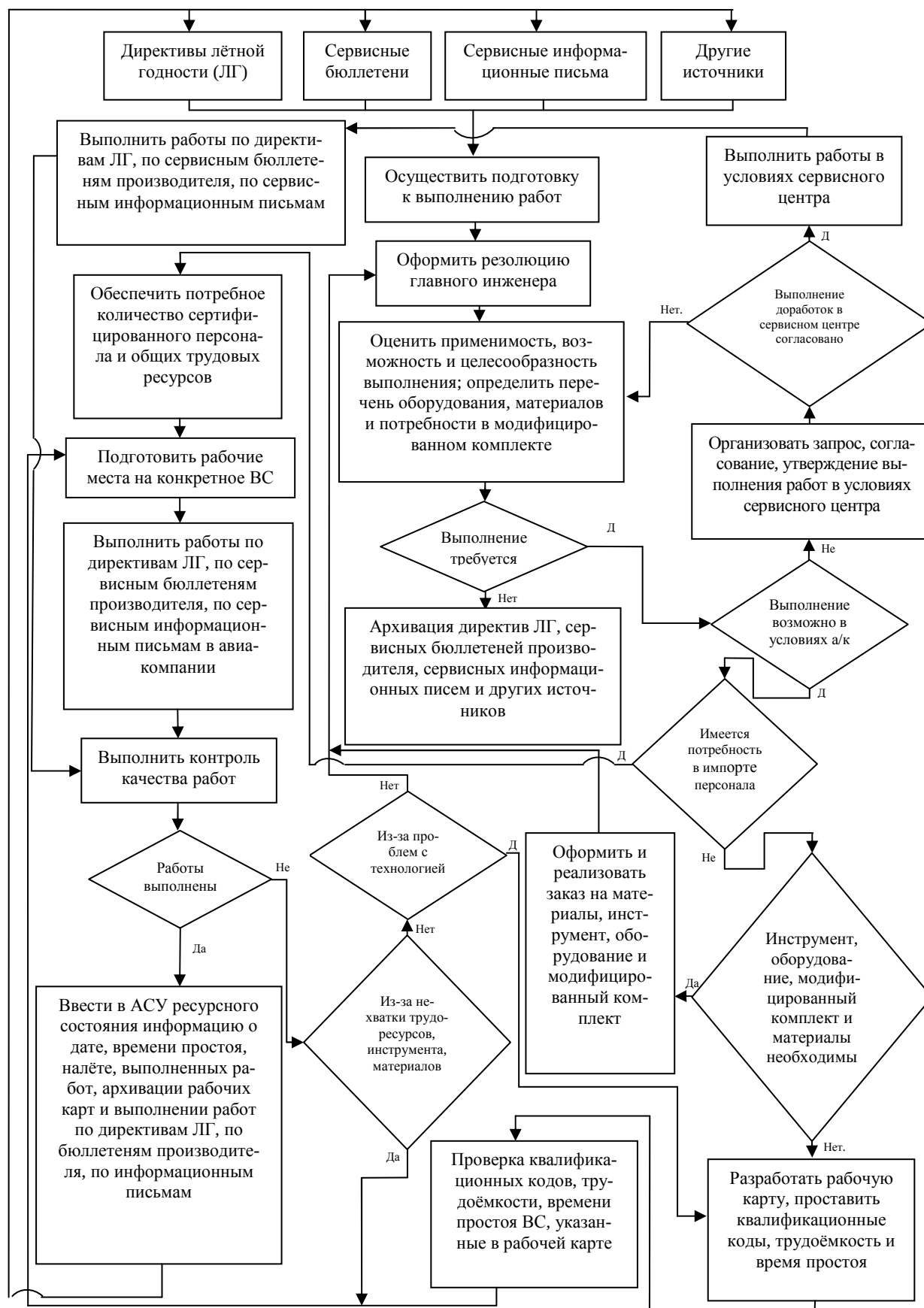


Рис. 3. Алгоритм формирования процедуры выполнения нерегламентных планируемых работ

3. Формирование процедуры выполнения нерегламентных планируемых работ

Алгоритм формирования процедуры выполнения нерегламентных планируемых работ приведен на рис. 3. Выполнение работ по директивам лётной годности (ЛГ), по сервисным бюллетеням производителя, по сервисным информационным письмам начинается с осуществления подготовки к выполнению работ. Главный инженер производит анализ входящей информации на предмет значимости, пишет резолюцию на сопроводительном документе и передаёт к выполнению специалисту по инженерному обеспечению. Специалист по инженерному обеспечению и ЭТД регистрирует документ в журнале входящей документации. Совместно с главным инженером и начальниками служб ТО ВС производит оценку на предмет применимости, возможности и целесообразности выполнения доработок. Затем определяет перечень оборудования, инструмента, материалов, необходимых для выполнения предстоящих работ и потребность в комплекте для выполнения модификаций. Если выполнение доработок не требуется, то выполняется архивация директив ЛГ, сервисных бюллетеней производителя, сервисных информационных писем и других источников. Если выполнение доработок требуется, то оценивается возможность выполнения их в условиях авиакомпании. При этом сопоставляется объём предстоящих работ со сферой деятельности ИАС, проверяется потребность в привлечении стороннего персонала, если квалификация собственно недостаточна. Если потребности в импорте нет, то определяется необходимость инструмента, оборудования, материалов, модифицированного комплекта. Затем оформляется и реализуется заказ на материалы, инструмент, оборудование и модифицированный комплект. Если необходимости в них нет, то специалист по инженерному обеспечению и ЭТД разрабатывает пооперационную технологическую карту выполнения доработок (рабочую карту), проставляет квалификационные коды (определение квалификации персонала на каждую операцию), рассчитывает трудоёмкость и время простоя для выполнения работ. Далее передаёт рабочую карту начальнику СКК на согласование, который в свою очередь проверяет правильность разработанной технологии, квалификации персонала, расчётное время простоя и т.д. и передаёт утверждённую рабочую карту инженеру по организации и управлению производством ИАС. Инженер по планированию производит подготовку рабочих мест на конкретное ВС. Службы ТО осуществляют выполнение заявленных работ в установленные сроки.

Если невозможно выполнение работ в условиях авиакомпании, то организовывается запрос, согласование, утверждение выполнения работ в условиях сервисного центра. После согласования выполняются работы по директивам ЛГ, по сервисным бюллетеням производителя, по сервисным информационным письмам. Начальник СКК осуществляет контроль качества выполненных работ. В случае отсутствия замечаний по качеству выполненных работ ведущий инженер вводит в АСУ ресурсного состояния информацию о дате, времени простоя, налёте ВС. Инженер по организации и управлению производством архивирует рабочие карты и информирует операционный отдел о готовности ВС к выполнению полёта.

В случае принятия решения о выполнении работ в условиях авиакомпании, с привлечением стороннего персонала, специалист по инженерному обеспечению и ЭТД посылает служебную записку менеджеру СОП о необходимости импорта персонала с подробным описанием причин. Далее подготавливаются рабочие места на конкретное ВС. Затем выполняются работы по директивам ЛГ и т.д., после чего осуществляется контроль качества работ.

Если работы не были выполнены в установленные сроки по причине нехватки трудовых ресурсов, инструмента, оборудования, ЗПЧ и расходных материалов, начальник СКК информирует инженера по планированию с подробным описанием причин невыполнения работ.

Если работы не были выполнены в установленные сроки из-за недостатков технологии ТО, начальник СКК информирует специалиста по инженерному обеспечению и ЭТД о необходимости доработки пооперационной рабочей карты с привлечением дополнительных компетентных лиц. Начальник СКК информирует в письменном виде главного инженера о невозможности выполнения доработок на ВС в условиях авиакомпании с подробным описанием причин.

4. Обеспечение ИАС запасными частями (ЗПЧ), расходными материалами, оборудованием, инструментом

Алгоритм формирования процедуры обеспечения ИАС ЗПЧ, расходными материалами, оборудованием и инструментом приведен на рис. 4.

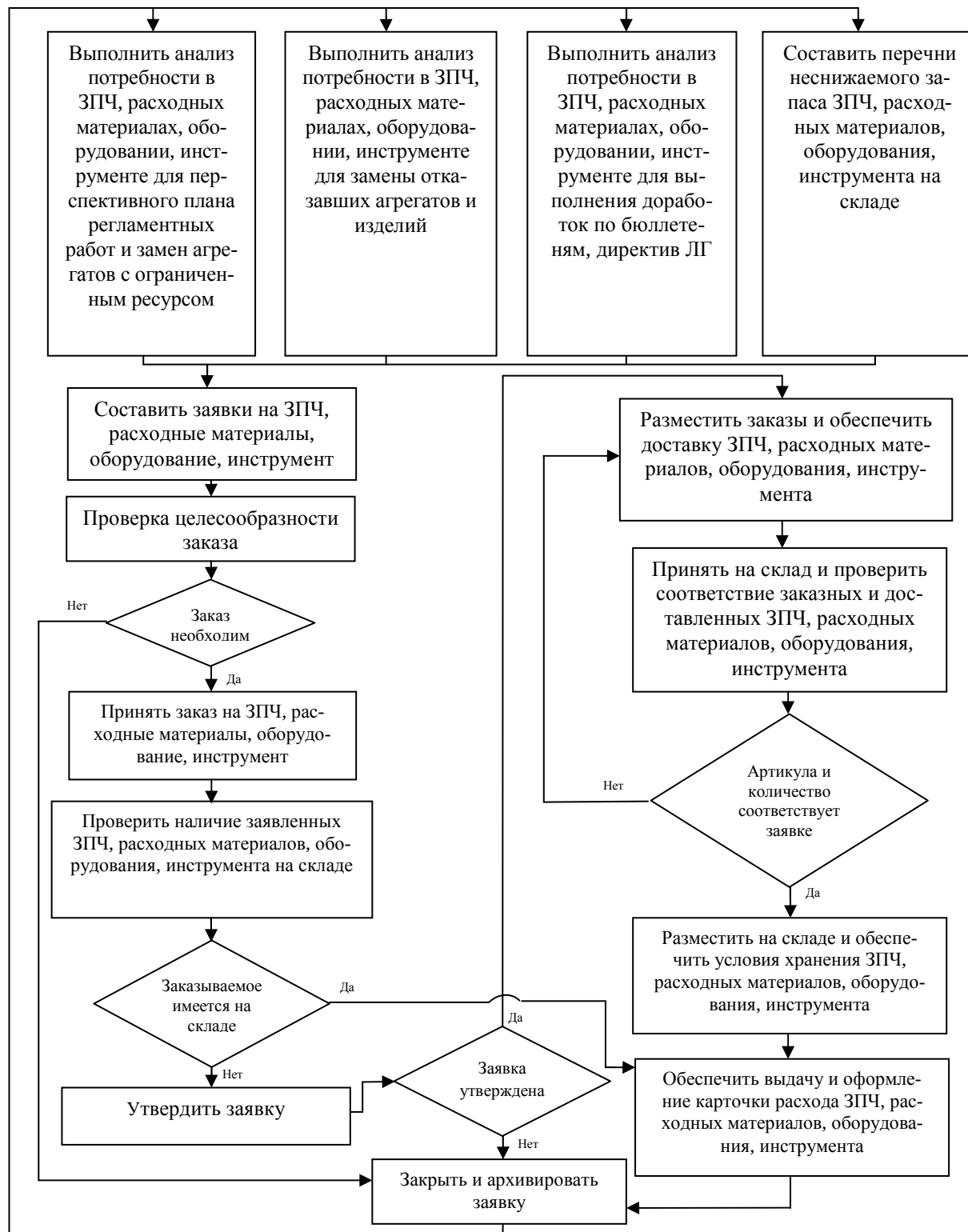


Рис. 4. Алгоритм формирования процедур обеспечения ИАС ЗПЧ, расходными материалами, оборудованием и инструментом

После составления заявки на ЗПЧ, расходные материалы, оборудование, инструмент начальником ИАС проверяется целесообразность заказа. Если заказ необходим, то принимается заказ и проверяется наличие заказываемого имущества на складе. В противном случае закрывается и архивируется заявка. При отсутствии заказываемого имущества на складе заявка подаётся коммерческому директору на утверждение. В случае утверждения менеджеру службы обеспечения производством даётся указание разместить заказы и обеспечить доставку. На складе принимается и проверяется соответствие заказных и доставленных ЗПЧ, расходных материалов, оборудования, инструмента. Если артикулы и количество соответствует заявке, то заказываемое имущество размещается на складе, и обеспечиваются условия хранения, а также выдача и оформление карточек расхода, после чего закрывается и архивируется заявка. В случае неутверждения заявка также закрывается и архивируется. В том случае, когда заказываемое имущество имеется на складе, обеспечивается выдача и оформление карточки расхода.

В заключение следует отметить, что приведенные методические рекомендации по формированию процедур поддержания лётной годности, проиллюстрированные на примере ТО ВС, могут быть использованы в авиапредприятиях при разработке инструкций по поддержанию лётной годности ВС в полном объёме, в том числе по процедурам продления ресурсов и сроков службы ВС и их компонентов, сертификации экземпляра ВС, управлению надёжностью авиационной техники и качеством процессов поддержания лётной годности ВС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ицкович А.А.** Управление процессами технической эксплуатации летательных аппаратов: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА. - 1994. - Ч. 1. - 2002. - Ч. 2. - 2002. - Ч. 3.
2. **Файнбург И.А.** Управление процессами поддержания лётной годности воздушных судов в центрах технического обслуживания и ремонта авиационной техники // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2006. - № 100.
3. **Алексанян А.Р., Ицкович А.А.** Мониторинг процессов поддержания лётной годности воздушных судов на основе применения методов моделирования IDEF0 // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 162.

THE FORMATION OF PROCEDURES OF CONTINUING AIRWORTHINESS OF AIRCRAFTS

Aleksanyan A.R.

New concepts of the continuing airworthiness are entered and methodical recommendations about formation of procedures of maintenance of the continuing airworthiness of aircrafts has given.

Key words: continuing airworthiness of aircrafts, a fulfillment of scheduled tasks, airworthiness directive, service bulletin, service information letter, work order, maintenance job summery sheet.

Сведения об авторе

Алексанян Армен Размирович, 1976 г.р., окончил магистратуру МАИ (2007), аспирант кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор 7 научных работ, область научных интересов – поддержание лётной годности воздушных судов.

УДК 629.7.351

ВЛИЯНИЕ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ИСПЫТАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ЕЕ СООТВЕТСТВИЯ ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫМ ТРЕБОВАНИЯМ

И.Б. ГУБЕРМАН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Рубцовым В.Д.

В статье предложен подход к выбору продолжительности испытаний радиоэлектронной аппаратуры на основе теории выбросов, позволяющий повысить обоснованность методики испытаний путем учета зависимости результатов испытаний от их продолжительности.

Ключевые слова: оценка соответствия, достоверность, воздействующие факторы.

Процесс оценки соответствия (ОС) радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) проводится в рамках иерархической гибридной системы и представляется в виде процессов измерений и испытаний и последующих операций принятия решений на основе сравнений результатов с соответствующим установленным критерием.

Как процесс измерений, испытаний, так и процесс принятия решения о соответствии имеют принципиально стохастический характер. Традиционно используемые характеристики случайного процесса, а именно математическое ожидание и дисперсия, в ряде случаев не дают ответа при принятии решений по результатам испытаний. В некоторых случаях важно знать длительность выхода показателей РЭА за налагаемые ограничения, например, длительность прерываний или нарушений качества связи в системе связи. Более того, такие характеристики, как наибольшие значения отклонений в процессах испытаний (абсолютные максимумы), являясь нестационарными, зависят от длительности испытаний и могут быть определены только в рамках теории выбросов. Применив аппарат статистической теории выбросов [2], на всех уровнях системы ОС можно получить ответы на вопросы о многих характеристиках испытаний и ОС.

ОС проходит как серия из n однородных независимых отдельных испытаний, каждое из которых может завершиться лишь одним из двух исходов: «неуспех» - несоответствие установленным требованиям и «успех» - соответствие установленным требованиям. Тогда к процессу ОС можно применить вероятностную модель Бернулли: в вероятностном пространстве (Ω, P) , $\Omega = \{w = (\theta_1 \theta_2 \dots \theta_n): \theta_n = 0, 1\}$ случайных независимых элементарных исходов $\zeta_1(w) = \theta_1$, $\zeta_2(w) = \theta_2, \dots, \zeta_n(w) = \theta_n$ ($\theta_n = 0$ - «неуспех», 1 - «успех»), случайные величины $\zeta_1, \zeta_2, \dots, \zeta_n$ независимы и имеют бернуллиевское (биномиальное) распределение [1]

$$\xi_1 = \begin{cases} 1, & \text{с вероятностью } p, \\ 2, & \text{с вероятностью } 1 - p, \end{cases} \quad (1)$$

где p - вероятность успеха в единичном испытании.

Если число испытаний в схеме Бернулли растет ($n \rightarrow \infty$), а вероятность успеха в единичном испытании p остается фиксированной, то на основании интегральной теоремы Муавра-Лапласа распределение Бернулли описывается в пределе нормальным законом. На практике нормальное приближение применяют, если n велико (> 100) и $np(1-p)$ велико (> 10) [1].

Таким образом, для упрощения рассмотрения процесса на большом интервале времени можно пренебречь дискретностью ОС. В этом случае можно применить стандартный аппарат теории выбросов, [2, 3], в противном случае применима модификация аппарата теории выбросов для дискретных процессов.

В рамках описанного выше приближения процесс ОС может быть представлен нормальным стационарным дифференцируемым случайным процессом $\xi(t)$ с нулевым средним и плотностью вероятности $W(\xi)$. Тогда среднее число пересечений уровня риска P_p с заданным знаком производной за интервал времени, принятый за единицу, можно найти по формуле

$$N = \frac{R(0)^{1/2}}{2\pi} \exp(-P_p^2 / 2\sigma^2), \quad (2)$$

где $R(0)$ - коэффициент корреляции; σ - среднеквадратическое отклонение.

Зная среднее число пересечений уровня риска P_p за интервал времени, можно оценить среднюю длительность выброса над уровнем P_p по формуле

$$m = \frac{2\pi}{R(0)^{1/2}} F\left(\frac{P_p}{\sigma}\right) \exp(-P_p^2 / 2\sigma^2), \quad (3)$$

где F - функция Лапласа.

Этот показатель может характеризовать интервал калибровки измерительных приборов, настройки технологического оборудования в системе ОС, а также применять в качестве среднего интервала проверки системы ОС для проведения предупреждающих или корректирующих действий.

Такой показатель, как средняя длительность выброса над уровнем P_p , применим в испытаниях при оценке допустимой длительности отказов РЭА в условиях помех в соответствии с техническим заданием на аппаратуру. Выражение (3) характеризует среднее время восстанавливающегося отказа, если такой отказ допустим при работе аппаратуры при внешних воздействиях. Значение средней длительности выброса можно использовать при проектировании РЭА для определения времени блокировки приемника при работе в условиях сильной помехи, попадающей в полосу пропускания. Результат можно использовать для задания интервала времени восстановления работы РЭА при испытаниях на помехоустойчивость с применением критерия B .

Такие характеристики процессов испытаний и ОС, как распределение длительности выбросов, интервалов между ними и времени первого достижения порогового уровня также можно использовать при анализе появления брака, связанного с интервалами времени поставок элементной базы РЭА, так как каждая новая партия содержит новые случайные характеристики параметров элементной базы.

Рассмотрим такой важнейший показатель испытаний, как их продолжительность. Обычно продолжительность испытаний устанавливают, опираясь на типовые методики, установленные в стандартах, на основе данных опытной эксплуатации, с применением такого показателя, как наработка на отказ и т.д. Рассмотрим вопрос о выборе продолжительности испытаний с применением аппарата теории выбросов, позволяющий учесть зависимость результатов испытаний от их продолжительности.

Для определения продолжительности испытаний рассмотрим значения абсолютных максимумов в различных реализациях конечной длительности T случайного процесса. В [3] интегральная функция распределения абсолютных максимумов нормального случайного процесса определяется через предел при $T \rightarrow \infty$ вероятности отсутствия пересечения с положительной производной высокого уровня $C \rightarrow \infty$.

Выражение для интегральной функции распределения F случайной величины ξ

$$F(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} P(\xi \leq x) = \exp[-\exp(-x)] \quad (4)$$

связано с нормированным значением абсолютного максимума процесса соотношением

$$H = \max_{0 \leq t \leq x} [\xi(t) / \sigma] \cong [2 \ln \beta(T)]^{1/2} + [2 \ln \beta(T)]^{-1/2} \xi, \quad (5)$$

где $\beta(T) = T [-R''(0)]^{1/2} / 2\pi$.

Функция $F(x)$ смещается в сторону больших значений абсолютного максимума с течением времени T (рис. 1). Физически это объясняется тем, что с увеличением T абсолютный максимум в каждой конкретной реализации может только возрастать.

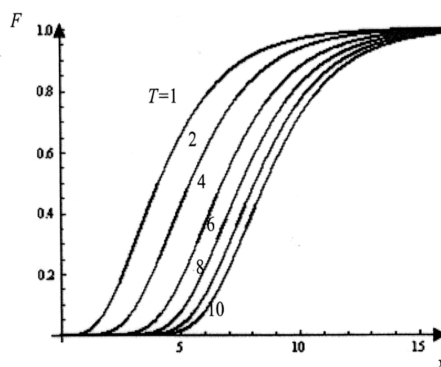


Рис. 1. Интегральная функция распределения абсолютных максимумов огибающей случайного процесса

Если при испытаниях не применять воздействий, которые достижимы в реальных условиях, при эксплуатации аппаратуры могут возникать восстанавливающиеся отказы. Заметим, что невыявление восстанавливающихся отказов приводит к большим экономическим издержкам. Кроме того, имеются режимы работы РЭА, при которых предъявляются повышенные требования к функционированию РЭА, такие как посадка воздушного судна [4]. При проектировании РЭА для таких режимов должны учитываться значения достижимых за заданный интервал времени абсолютных максимумов.

Распределение абсолютных максимумов случайного процесса следует учитывать при назначении допусков на РЭА. Рост абсолютного максимума с течением времени приводит к тому, что значение допуска обязательно достигается, так что само назначение допуска следует связывать со сроком службы РЭА либо со сроками настройки, регулировки, технического обслуживания. Как заказчик, так и изготовитель должны задавать временной период испытаний, так как результат испытаний и их продолжительность связаны между собой. Выбор продолжительности испытаний в зависимости от их результатов позволяет оценить риски изготовителя и заказчика принятия решений о соответствии предъявляемым требованиям.

Для применения предложенного подхода к нахождению абсолютных максимумов при ОС требуется экспериментальное определение корреляционных функций процессов при ОС. Физические предпосылки корреляции при ОС обусловлены, например, наличием партий комплектующих при производстве РЭА, применением одной измерительной аппаратуры, одинаковыми условиями измерений и испытаний и т.д. Корреляция возникает и из-за того, что система ОС является гибридной иерархической системой.

Таким образом, предложен подход к различным аспектам испытаний и оценке соответствия РЭА на основании аппарата статистической теории выбросов. Применение аппарата теории выбросов оказывается весьма плодотворным для анализа результатов испытаний и ОС РЭА и позволяет получить выражения среднего числа превышений установленных требований, среднего времени превышения заданного уровня, длительности выброса над заданным уровнем, а также абсолютных максимумов отклонений. Предложен подход к выбору продолжительности испытаний на основе теории выбросов, позволяющий повысить обоснованность методик испытаний путем учета зависимости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гнеденко Б.В. Курс теории вероятностей: учебник для университетов. - М.: Наука, 1988.
2. Тихонов В.И. Выбросы случайных процессов. - М.: Наука, 1970.
3. Фомин Я.А. Теория выбросов случайных процессов. - М.: Связь, 1980.
4. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. - М.: Эко-Трендз, 2000.

**INFLUENCE OF DURATION OF TESTS OF RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT
ON RESULTS OF ITS CONFORMITY TO SHOWN REQUIREMENTS****Guberman I.B.**

To choice of duration of tests of radio-electronic equipment on the basis of the theory of the emissions, allowing to raise validity of a technique of tests by the account of dependence of results of tests from their duration.

Key words: conformance evaluation, validity, component stresses.

Сведения об авторе

Губерман Игорь Борисович, 1961 г.р., окончил ОЛАГА (2004), начальник сектора УВД Центра сертификации объектов ЕС ОрВД и юридических лиц ГА ФГУП ГосНИИ «Аэронавигация», автор 2 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация радиоэлектронных систем воздушного транспорта, навигация и управление воздушным движением.

УДК 623.61:621.391

КЛАССИФИКАЦИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ИХ ИЗОБРАЖЕНИЯМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ НЕСТАНДАРТНОГО ВИДА

Р.Н. АКИНШИН, В.А. УШАКОВ, Д.В. МОРОЗОВ

Проведена оценка возможностей нейронных сетей различной конфигурации по решению задачи классификации объектов по их изображениям. Рассмотрены принципы построения сетей, проведен анализ возможностей их обучения.

Ключевые слова: нейронные сети, классификация объектов.

Применение нейросетевых технологий для решения задач классификации объектов требует решения ряда взаимосвязанных задач. Прежде всего, обоснование структуры нейросети, проведение анализа результатов обучения. Для обоснования структуры сети обычно проводится итерационное решение задачи «обучение – коррекция структуры». Одним из перспективных путей решения задачи классификации объектов является использование гибридных нейронных сетей [1, 2]. Идея данной технологии заключается в том, что искусственная нейронная сеть (ИНС) представляет собой последовательное соединение сетей разных типов. Рассмотрим два вида гибридных ИНС: радиальных базисных сетей (RBF) и LVQ-сети (Learning Vector Quantization).

Известно, что RBF-сети предназначены для решения вероятностных задач, в том числе и задач классификации [3]. RBF-сеть состоит из двух слоев: радиального базисного слоя и линейного слоя.

Модель нейрона RBF-сети представлена на рис. 1.

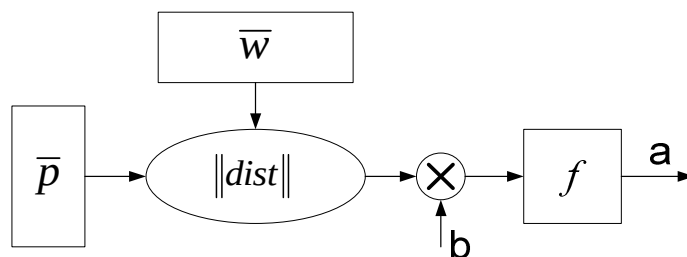


Рис. 1. Модель нейрона радиального базисного слоя

Нейрон имеет n -мерный вход $\bar{p}$ и n -мерный вектор весов $\bar{w}$. В качестве базисных функций радиального слоя (функций активации) может использоваться произвольный набор функций. Но использование в качестве таковых функций одного класса представляет особый интерес.

Базисной функцией нейронов входного слоя наиболее часто используется колоколообразная симметричная функция [4-6] следующего вида

$$a = f(\|\bar{p} - \bar{w}\| \cdot b) = e^{-(\|\bar{p} - \bar{w}\| \cdot b)^2}.$$

Каждый нейрон радиального базисного слоя выдает значение в соответствии с тем, насколько близок вектор входа к вектору весов каждого нейрона. Для нейронов входного слоя вычисляется евклидово расстояние между каждой строкой матрицы весов и каждым столбцом матрицы входов

$$\text{dist}(w_i, p_j) = \sqrt{(w_i - p_j)^2}.$$

Затем эта величина умножается на смещение нейрона b и поступает на вход базисной функции.

Те нейроны, у которых значения вектора весов $\bar{w}$ значительно отличаются от входного вектора, на выходе будут иметь значения, близкие к нулю. В то время как радиальный базисный нейрон с вектором весов, близким к вектору входа $\bar{P}$, выдаст значение, близкое к единице, и это значение будет передано на линейный нейрон.

Линейный или выходной слой состоит из стандартных нейронов с линейной функцией активации [1].

Обучение радиальной базисной сети осуществляется следующим образом. Пусть дана обучающая выборка из пар $(\bar{p}^\alpha, \bar{Y}^\alpha)$, где $\alpha = 1, \dots, k$, $\bar{p}^\alpha$ - вектор входа; $\bar{Y}^\alpha$ - желаемый выход сети с одним элементом, равным единице, и остальными – нулю. Осуществляется последовательное добавление нейронов в радиальный базисный слой, пока сумма квадратов ошибки сети не станет меньше заданного значения или не будет использовано максимальное количество нейронов.

Следующим шагом является решение системы уравнений с целью определения значений w_{ij}

$$y_i = \sum_{j=1}^n w_{ij} x_j,$$

где y_i - соответствующий элемент $\bar{Y}^\alpha$; w_{ij} - значение весового коэффициента связи i -го линейного нейрона и j -го радиального; x_j - выход соответствующего радиального нейрона.

Оценка возможностей RBF-сети по решению задачи классификации объектов по изображениям проводилась в среде MATLAB. При классификации четырнадцати редуцированных изображений, принадлежащих двум реальным объектам древесной продукции (трещины и сучки), была достигнута ошибка обучения 0.001 при шести нейронах радиального базисного слоя.

Выше рассматривались сети, решающие задачу классификации при наличии некоторых априорных данных – обучающей выборки. Существуют ИНС, работающие на основе самоорганизации, например LVQ-сети (Learning Vector Quantization) [7]. Эти сети являются развитием самоорганизующихся сетей Кохонена [3].

LVQ-сеть имеет два слоя: конкурирующий и линейный. Конкурирующий слой выполняет кластеризацию векторов, а линейный слой соотносит кластеры с целевыми классами. Модель нейрона конкурирующего слоя LVQ-сети напоминает нейрон сетей с базисом радиального вида, только с конкурирующей (линейной) функцией преобразования вместо Гауссиана.

Рассмотрим прохождение входного вектора через конкурирующий слой. Входной вектор $\bar{P}$ поступает на входы каждому из нейронов. Конкурирующая функция активации анализирует значения расстояния входного вектора до вектора весов каждого нейрона и формирует выходы нейронов, равные нулю для всех нейронов, кроме одного нейрона – победителя, имеющего минимальное расстояние между входным вектором и вектором весов. Таким образом, вектор выхода $\bar{a}$ конкурирующего слоя имеет единственный элемент, равный единице, который соответствует нейрону-победителю, а остальные равны нулю. Следует отметить, что конкурирующая функция устанавливается не на отдельный нейрон, а на весь слой.

Как в конкурирующем, так и в линейном слое приходится один нейрон на кластер или целевой класс. Таким образом, конкурирующий слой способен поддерживать до R^1 кластеров, эти кластеры могут быть соотнесены с R^2 целевыми классами, причем $R^2 \leq R^1$. Поскольку заранее известно, как кластеры первого слоя соотносятся с целевыми классами второго слоя, то это позволяет заранее задать веса связей нейронов конкурирующего слоя с линейными нейронами. Однако чтобы найти правильный кластер для каждого вектора обучающего множества, необходимо выполнить процедуру обучения сети.

Обучение в конкурирующем слое LVQ-сети происходит без учителя на основе самоорганизации. Пусть имеется набор векторов $(\bar{p}^\alpha)$, где $\alpha = 1, \dots, k$, для которого необходимо провести кластеризацию. Проинициализируем веса нейронов случайными значениями. Если на текущем шаге t , предъявив входной вектор $\bar{p}$, мы получили нейрон-победителя, имеющий в матрице координату (i, j) , тогда производится подстройка веса нейронов следующим образом

$$w_{kl}(t+1) = w_{kl}(t) + \eta(\bar{p} - w_{kl}(t)),$$

$$\|(i, j) - (k, l)\| < \sigma$$

где $\eta < 1$ - темп обучения; σ - размер окрестности подстройки (обычно выбирается заранее). Таким образом, происходит оптимизация веса нейронов из σ окрестности нейрона-победителя (веса нейрона-победителя и его соседей приближаются к входному вектору). Проведя один или более сеансов обучения конкурирующего слоя, разделим нейроны на группы, отвечающие высоким выходом на определенные группы векторов из входного набора.

Моделирование LVQ-сети в среде MATLAB показало, что ИНС из двух нейронов конкурирующего слоя и двух – линейного слоя обеспечивает решение задачи классификации двух объектов (следы от живых сучков и следы от мертвых сучков) по четырнадцати редуцированным изображениям по истечении двадцати циклов обучения. Результаты оценки ошибки обучения представлены на рис. 2.

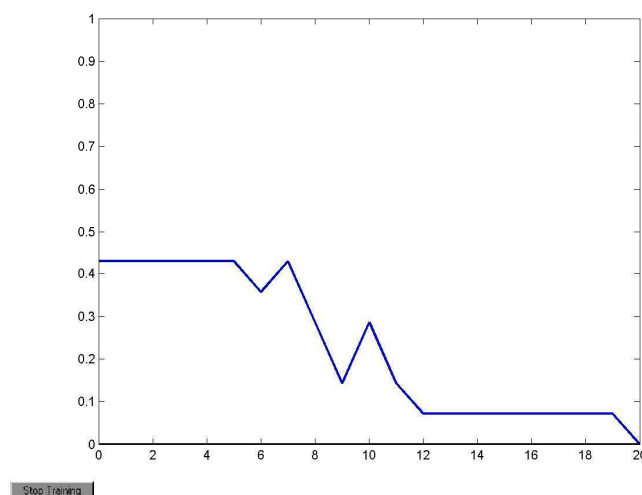


Рис. 2. Функция ошибки обучения конкурирующего слоя LVQ-сети

Таким образом, применение нейросетевых технологий в задаче классификации объектов позволяет автоматизировать процесс классификации с высокой вероятностью правильного решения. Применение методов редукции изображений объектов, как процедуры предварительной обработки для дальнейшей классификации, позволяет уменьшить основной недостаток искусственных нейронных сетей – большие вычислительные мощности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Уоссермен Ф. Нейрокомпьютерная техника: Теория и практика. - М.: Мир, 1992.
2. Горбань А.Н., Дунин-Барковский В.Л., Кирдин А.Н. и др. Нейроинформатика. - Новосибирск: Наука, Сибирское предприятие РАН, 1998.
3. Терехов С.А. Вейвлеты и нейронные сети. Лекция для школы-семинара «Современные проблемы нейроинформатики». – М: МИФИ, 2001.
4. Moody J., Darken C.J. Fast Learning In Networks of Locally Tuned Processing Units. Neural Computation, 1989.
5. Bishop C.M. Neural networks and pattern recognition. Oxford Press, 1995.

6. Haykin S. Neural Networks, a Comprehensive Foundation. Macmillan, 1994.

7. Wynne - Jones M. Node splitting: A constructive algorithm for feed - forward neural networks. // Neural Computing and Applications, Vol. 1, № 1, 1993.

CLASSIFICATION OF OBJECTS ON THEIR RADAR IMAGES USING ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS, NON-STANDARD FORM

Akinshin R.N., Ushakov V.A., Morozov D.V.

The evaluation of the neural networks of different profile possibilities for design of problem of scattering objects classification according their images is carried out. The principles of networks building are examined and the analysis of their training possibilities is made.

Key words: neural networks, objects classification.

Сведения об авторах

Акиншин Руслан Николаевич, 1980 г.р., окончил Тульский артиллерийский инженерный институт (2002), доктор технических наук, доцент, ведущий аналитик МГТУ им.Н.Э. Баумана, автор 116 научных работ, область научных интересов – автоматизация процессов управления, вычислительные системы и сети, информационная безопасность.

Ушаков Вадим Анатольевич, 1970 г.р., окончил МАИ (1991), ВВИА им. Н.Е. Жуковского (1993), старший научный сотрудник 3 ЦНИИ МО РФ, автор 11 научных работ, область научных интересов - радиолокация, радиофизика.

Морозов Дмитрий Вячеславович, 1983 г.р., окончил Тульский артиллерийский инженерный институт (2005), старший инженер отделения технического обслуживания вычислительного центра в/ч 48905, автор 12 научных работ, область научных интересов - автоматизация процессов управления, вычислительные системы и сети.

УДК 621.317:53.087

АЛГОРИТМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОБЪЕКТОВ ПО КОРРЕЛЯЦИОННЫМ СВОЙСТВАМ ИХ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

Р.Н. АКИНШИН, В.А. УШАКОВ, К.П. ЛИХОЕДЕНКО

Показано, что задача обнаружения сигнала может быть решена в рамках статистической теории проверки гипотез - как задача распознавания двух классов целей: цель N1 - наблюдаемый объект, цель N2 - подстилающая поверхность. Разработан алгоритм обнаружения цели и предложено устройство, его реализующее. Определена эффективность распознавания по величине ошибок первого и второго рода.

Ключевые слова: распознавание целей, поляризационные параметры.

Анализ результатов работ [1, 2, 3] показывает высокую информативность коэффициентов корреляции между отдельными поляризационными параметрами, рассчитанными по полной поляризационной матрице отраженных сигналов для их обнаружения. Повысить качество обнаружения возможно, уменьшив состояние неопределенности в приемнике, обусловленное вероятностным характером априорной информации об объекте, применением процедуры адаптации. Так как адаптация в общем случае усложняет приемное устройство, важно определить максимальное повышение качества обнаружения, которое можно ожидать при ее применении.

Выборочный коэффициент корреляции в j -м периоде наблюдения можно оценить по соотношению [4]

$$r_j = \frac{\sum_{i=1}^n (E_{1i} - E_1)(E_{2i} - E_2)}{\left(\sum_{i=1}^n (E_{1i} - E_1)^2 \sum_{i=1}^n (E_{2i} - E_2)^2 \right)^{1/2}},$$

где E_i – i -е значение поляризационного параметра.

При указанных предположениях закон распределения величины r_j можно записать в следующей форме

$$W(r_j) = \frac{(n-2)}{(n-1)2^{1/2} B(1/2, n-1/2)} (1-p^2)^{1/2(n-1)} (1-r_j^2)^{1/2(n-4)} (1-pr_j)^{3/2-n} \times \\ \times {}_2F_1(1/2, 1/2; n-1/2; 1/2(1+pr_j)) \quad (1)$$

где ρ – коэффициент корреляции в генеральной совокупности; ${}_2F_1$ – гипергеометрическая функция; $j = \overline{1, k}$ – номер периода обзора.

Пусть для принятых в интервале $[0, T]$ данных $E(t_i)$ можно высказать две взаимно исключающие гипотезы: гипотеза H_1 , что в j -м элементе дальности наблюдается цель и гипотеза H_2 , что имеется сигнал от фона.

Тогда задача обнаружения сигнала может быть решена в рамках статистической теории проверки гипотез - как задача распознавания двух классов целей: цель N_1 – наблюдаемый объект, цель N_2 – подстилающая поверхность.

При использовании байесовского критерия качества оптимальный неадаптивный приемник формирует на выходе величину, пропорциональную отношению правдоподобия $\Delta(E)$, и сравнивает ее с порогом L_{12} , зависящим от матрицы выигрыша и потерь при решениях, а также от априорной функции плотности вероятности параметра ρ

$$\ln \Delta(E) = \ln \frac{W(V_k/w_1)}{W(r_k/w_2)} > \frac{H_1}{H_0} \ln L = L_0. \quad (2)$$

Осуществив подстановку (1) в (2), нетрудно получить алгоритм обнаружения цели в виде

$$\left(\frac{3}{2} - n\right) \sum_{j=1}^k \ln \left(\frac{1 - \rho_1 r_{ji}}{1 - \rho_2 r_{ji}} \right) + \sum_{j=1}^k \ln \frac{{}_2F_1(1/2, 1/2, n-1/2; 1/2(1 + \rho_1 r_{ji}))}{{}_2F_1(1/2, 1/2, n-1/2; 1/2(1 + \rho_2 r_{ji}))} > H_1 L_0 - \\ - \frac{k}{2} (n-1) \ln \left(\frac{1 - \rho_1^2}{1 - \rho_2^2} \right) = C_0 \quad (3)$$

где $i = \overline{1, m}; j = \overline{1, k}$.

Устройство, реализующее алгоритм (3), может быть в общем случае t - канальным, где m - число просматриваемых элементов дальности. После вычисления r_{ji} в соответствии с соотношением (3) для каждого l -го элемента дальности, нелинейной обработки полученной величины осуществляется накопление результата по периодам обзора и сравнение его с порогом, зависящим от априорных сведений, относительно параметров распределения (1).

Определим эффективность распознавания при использовании неадаптивного решающего правила (3). Эффективность распознавания удобно оценивать по величине ошибок первого и второго рода P_1 и P_2 , которые определяются при интегрировании условных распределений оптимального приемника для гипотез H_1 , и H_2 . Воспользовавшись соотношениями (2)-(3), после громоздких вычислений получим

$$W[\Lambda / H_1] = \frac{R_{HK}(\rho_1, \rho_2) \exp(-(n-3/2)\Lambda)}{(\Pi \rho_2)^{1/2}} \sum_{p=0}^{\infty} (-1)^p I_p(2k \ln(1 + \rho_1) \Lambda) A_{KIP}(\rho_1, \rho_2), \quad (4)$$

$$\text{где } R_{HK}(\rho_1, \rho_2) = \left(\frac{(n-2)}{(n-1)} \right)^2 \frac{(1 - \rho_1^2)^{1/2(n-1)} (1 - \rho)^{1-n/2}}{2 \overline{\Omega} \rho_2 \Pi},$$

$$A_{KIP}(\rho_1, \rho_2) = \frac{(k \ln(1 + \rho_1))^{p-1} \rho_1^{3/2-k(1-\Pi/2)} 2^{4-2k(1-\Pi/2)-p}}{(n-3/2+1/\rho_2) 2k(1-\Pi/2) + p - 1}.$$

Из (4) нетрудно определить

$$P_1 = \int W(\Lambda / H_1) d\Lambda, \quad P_1 = \frac{R_{HK}(\rho_1, \rho_2)}{(\Pi \rho_2)^{1/2}} \sum_{p=0}^{\infty} A_{KIP}(\rho_1, \rho_2) \left\{ \frac{\beta_1^p}{\left((n-3/2)^2 - \beta_1^2 \right)^{1/2} \left[(3/2-n) + \left((3/2-n)^2 - \beta_1^2 \right)^{1/2} \right]^p} + \right. \\ \left. \sum_{t=0}^{\infty} \left(\frac{\beta_1}{2n-3} \right)^{p+2t} \gamma[p+2t+1, (n-3/2)6] \right\} \quad (5)$$

где γ - неполная гамма-функция [5].

Соотношение для p_2 может быть получено аналогичным образом, если осуществить замену коэффициентов $p_1 \rightarrow p_2$ и $\gamma(\alpha, \beta) \rightarrow \Gamma(\alpha, \beta)$. В частном случае, полагая априорные вероятности классов и цены ошибок равными, вероятность ошибочных решений запишется в виде [3] $P_{ош} = 0,5 (P_1 + P_2)$. Несмотря на достаточно громоздкий вид, $P_{ош}$ вычисляется с помощью таблиц интегральной функции χ^2 -распределения. Суммирование при вычислении бесконечного числа членов в (5) можно без ущерба общности заменить конечным числом L , задавшись приемлемой точностью.

В ряде случаев время междупериодной обработки (число периодов k) ограничено. Одним из способов преодоления возникающих при этом сложностей является использование процедуры последовательного распознавания классов «цель-подстилающая поверхность». Критерием качества последовательного правила выбора решения при заданных ошибках является минимум среднего значения размера выборки, необходимой для принятия решения. Оптимальный алгоритм распознавания цели в этом случае сводится к сравнению логарифма оптимального приемника с двумя порогами C_i , $i=1,2$. Соотношения, приведенные выше, являются основой для получения распределения длительности процедуры последовательного распознавания цели с априорно известными параметрами n, p_1, p_2 при гипотезах H_1, H_2 .

После ряда формальных преобразований с использованием табличных интегралов, независимое приближение распределения длительности последовательной процедуры распознавания для гипотез H_1 и H_2 запишется в виде

$$W(k/H_{i,2}) = [1 - F_{\Lambda_k}(C_1/H_{i,2}) + F_{\Lambda_k}(C_2/H_{i,2})] \prod_{j=1}^{k-1} [F_{\Lambda_j}(C_1/H_{i,2}) - F_{\Lambda_j}(C_2/H_{i,2})], \quad (6)$$

где

$$C_1(H_{1,2}) = \frac{1}{(n-3/2)} \left[\frac{k}{2} (n-1) \ln \frac{1-\rho_1^2}{1-\rho_2^2} - \ln \frac{1-p_2}{1-p_1} \right], \quad (7)$$

$C_2(H_{1,2}) = \frac{1}{(n-3/2)} \left[\frac{k}{2} (n-1) \ln \frac{1-\rho_1^2}{1-\rho_2^2} - \ln \frac{1-p_2}{1-p_1} \right]$ - переменные пороги, зависящие от параметров условных распределений классов p_1, p_2 , ошибок первого и второго рода и номера периода зондирования.

В соотношении (6) $F_{\Lambda_k}(C_i/H_j)$ - интегральная функция распределения логарифма оптимального приемника (2), $i, j=1, 2$

$$F_{\Lambda_k}(G/H_j) = \frac{R_{HK}^{(j)}(\rho_j)}{(\Pi \rho_j)^{1/2}} \sum_{p,t>0} \frac{A_{KP}(\rho_j)}{t! \Gamma(P+t+1)} \left[\frac{k \ln(1+\rho_j)}{n-3/2} \right]^{p+2t} \chi_{p+2t+1, (n-3/2)C_i}. \quad (8)$$

Приведенное распределение может быть вычислено с использованием таблицы мощности X^2 - распределения. Однако несмотря на принципиальную возможность вычисления по соотношениям (6)-(8), непосредственное их использование приводит к значительным временным затратам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Поздняк С.И., Мелитицкий В.А. Введение в статистическую теорию поляризации радиоволн. - М.: Сов. радио, 1974.
2. Акиншин Н.С., Румянцев В.Л., Процюк С.В. Методы построения систем обнаружения негауссовских сигналов. - Тула: Лидар, 1999.
3. Фомин Я.А., Тарловский Г.Р. Статистическая теория распознавания образов. - М.: Радио и связь, 1986.
4. Хан Г., Шапиро С. Статистические модели в инженерных задачах. - М.: Мир, 1969.
5. Градштейн И.С., Рыжик И.М. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений. - ГИФМЛ, 1962.

ALGORITHM FOR SEQUENTIAL DETECTION OF RADAR FACILITIES ON THE CORRELATION PROPERTIES OF THE POLARIZATION PARAMETERS

Akinshin R.N., Ushakov V.A., Lihodenko K.P.

It is shown, that the problem of signal detection may be solved in the network of statistical theory of hypothesis testing as the problem of two classes objects recognition, object N_1 – object under observation, object N_2 – underlying surface. The object detection algorithm is developed and it's realizing device is proposed. The efficiency of recognition according the magnitude of errors of the first and the second kind by integration of likelihood ratio conditional distributions for hypothesis of objects presence or absence is defined.

Key words: target identification, polarization parameters.

Сведения об авторах

Акиншин Руслан Николаевич, 1980 г.р., окончил Тульский артиллерийский инженерный институт (2002), доктор технических наук, доцент, ведущий аналитик МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор 116 научных работ, область научных интересов – автоматизация процессов управления, вычислительные системы и сети, информационная безопасность.

Ушаков Вадим Анатольевич, 1970 г.р., окончил МАИ (1991), ВВИА им. Н.Е. Жуковского (1993), старший научный сотрудник 3 ЦНИИ МО РФ, автор 11 научных работ, область научных интересов - радиолокация, радиофизика.

Лихоенко Константин Павлович, 1962 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э.Баумана (1985), кандидат технических наук, доцент кафедры АИУС МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор 48 научных работ, область научных интересов – локационные информационные системы.

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

В настоящей работе рассмотрены поляризационно-доплеровская функция отклика (ПДФО), составной радиолокационный объект и вопрос об обнаружении слабо отражающих малоразмерных объектов.

Ключевые слова: поляризационно-доплеровская функция, составной радиолокационный объект.

1. Определение поляризационно-доплеровской функции отклика составного радиолокационного объекта

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

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

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

$$\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = j \frac{[\dot{\lambda}_1(t) - \dot{\lambda}_2(t)] + [\dot{\xi}_1 - \dot{\xi}_2] \exp\{j\Omega t\}}{[\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t)] + [\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2] \exp\{j\Omega t\}}. \quad (2)$$

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

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

где $\dot{P}_a^{rl}(t) = \frac{\dot{\lambda}_1(t) - \dot{\lambda}_2(t)}{\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t)}$, $\dot{P}_t^{rl}(t) = \frac{\dot{\xi}_1 - \dot{\xi}_2}{\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2}$ есть круговые поляризационные отношения для волн,

рассеянных подстилающей поверхностью и объектом соответственно. Эта величина подлежит анализу с целью её использования в задаче обнаружения слабо отражающего объекта.

2. Определение различия между элементами составного объекта

Преобразуем выражение (2a) к виду

$$\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = \frac{j}{1 + \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\}} [\dot{P}_a^{rl}(t) + \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\} \dot{P}_t^{rl}] \quad (3)$$

где случайная величина $\dot{a}(t) = (\dot{\xi}_1 + \dot{\xi}_2) / (\dot{\lambda}_1(t) + \dot{\lambda}_2(t))$ представляет собой комплексное отношение сигналов, рассеянных малоразмерным объектом и подстилающей поверхностью. Перепишем функцию $[1 + \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\}]^{-1}$ комплексного аргумента $\dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\} = \dot{z}$ как

$$[1 + \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\}]^{-1} = [1 + \dot{z}]^{-1} \quad (4)$$

и разложим выражение (4) в степенной ряд

$$\frac{1}{1 + \dot{z}} = \sum_{n=0}^N (-1)^n \dot{z}^n \quad (5)$$

при условии $|\dot{z}| < 1$. Поскольку $\dot{z} = \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\}$, то модуль $|\dot{z}|$ определяется только модулем отношения $|\dot{a}(t)|$.

Таким образом, имеет место наиболее интересный случай для обнаружения малоразмерного объекта на фоне подстилающей поверхности: анализируемый метод разложения поляризационно-доплеровской функции отклика (ПДФО) СРО является корректным только для случая, когда сигнал, рассеянный подстилающей поверхностью, значительно превышает сигнал, рассеянный точечным объектом. Используя первый член разложения (5) при условии $|\dot{z}| < 1$, перепишем ПДФО СРО в виде

$$\dot{P}_{\Sigma}^{rl}(t) = j(1 - \dot{z}) [\dot{P}_a^{rl}(t) + \dot{a}(t) \cdot \exp\{j\Omega t\} \dot{P}_t^{rl}]. \quad (6)$$

3. Эффект поляризационно-доплеровского «следа» как способ обнаружения слабо отражающих объектов на фоне подстилающей поверхности. Результаты эксперимента

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

$$S_1(t) = |\dot{a}(t)| \sqrt{(\dot{\mu}_t - \dot{\mu}_b(t))(\dot{\mu}_t^* - \dot{\mu}_b^*(t))} \cos[\Omega t + \varphi_{\mu}(t) + \varphi_a(t)] \quad (7)$$

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 выражение (7) может быть переписано в виде

$$S_1(t) = |\dot{a}(t)| |\dot{\mu}_b(t)| \cos[\Omega t + \varphi_{\mu}(t)] \quad (8)$$

Выражение (8) отображает изменения, которые слабо отражающий объект внёс в сигнал, рассеянный подстилающей поверхностью. Эти изменения 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. Наличие отклика типа (8), имеющего вид узкополосного процесса, подтверждается экспериментально. Тогда, 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 [x], выходные параметры которого представляли собой полную мощность рассея-

ния составным объектом ($\text{ЭПР}(t)$) и коэффициент эллиптичности рассеянной волны $K(t)$, связанный с модулем кругового поляризационного отношения дробно-линейным преобразованием вида

$$K(t) = \left(|\dot{P}^{\text{пл}}| - 1 \right) / \left(|\dot{P}^{\text{пл}}| + 1 \right).$$

В ходе эксперимента исследовался составной объект в виде участка подстилающей поверхности и движущегося по ней в направлении на радар человека, скорость перемещения которого составляла $V \approx 0,1 \div 0,25$ м/с. Доплеровский сдвиг частоты для данного интервала скоростей при длине волны радара $\lambda = 0,03$ м составляет

$$|f_D| = 2V/\lambda \approx 7 \div 17 \text{ Гц}.$$

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

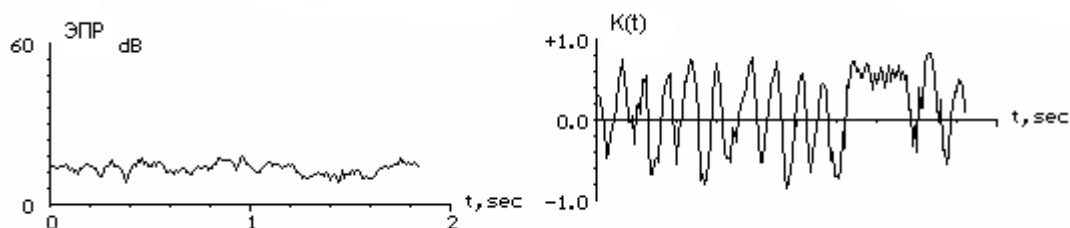


Рис. 1. Экспериментальные реализации $\text{ЭПР}(t)$ и $K(t)$

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 $\text{ЭПР}(t)$ и $K(t)$. После этого с использованием теоремы Винера-Хинчина определялся усреднённый спектр мощности упомянутых функций. На рис. 2 представлены результаты вычислений.

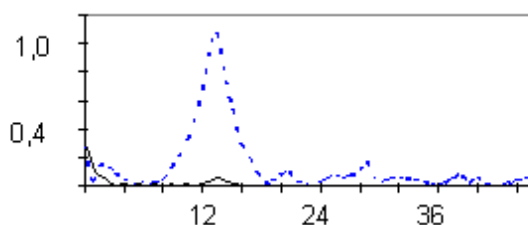


Рис. 2. Энергетические спектры функций $\text{ЭПР}(t)$ (сплошная линия) и $K(t)$ (пунктир)

Нетрудно видеть, что в области частот $12 \div 16$ Гц спектральная плотность мощности поляризационно-доплеровской функции отклика (пунктирная линия) имеет ярко выраженный максимум, превосходящий соответствующий максимум спектральной плотности мощности ЭПР (сплошная линия) в $10 \div 12$ 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. Татаринев В.Н., Татаринев С.В., Лигтхарт Л.П. Введение в современную теорию поляризации радиолокационных сигналов. – Томск: Томский государственный университет, 2006.

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: polarization-doppler function, composed radar object.

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, автор около 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, автор около 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, автор 7 научных работ, область научных интересов - теория поляризационного контраста малоразмерных объектов на подстилающей поверхности.

УДК 621.396.96

ФОРМИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЯРИЗАЦИОННОГО СПЕКЛА ПРИ КОГЕРЕНТНОМ РАССЕЯНИИ КАК ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЙ ПРОЦЕСС

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

В настоящей работе продемонстрировано, что формирование поляризационно-энергетического спекла при рассеянии волн многоточечными сложными радарными объектами (МСРО) представляет собой интерференционный процесс. Такое представление позволяет определить как автокорреляционные функции параметров Стокса рассеянного поля, так и пространственный спектр мощности МСРО.

Ключевые слова: когерентное рассеяние, поляризационно-энергетический спекл, интерференционный процесс.

1. Введение

Поляризационно-энергетические параметры электромагнитного поля при когерентном рассеянии волн МСРО (спекл) тесно связаны с процессом формирования когерентного изображения этого объекта. Данный доклад посвящен анализу углового распределения поляризационно-энергетического спекла как интерференционного процесса с теоретическим и экспериментальным исследованием автокорреляционных функций и пространственных энергетических спектров многоточечных случайных радиолокационных объектов.

2. Формирование углового распределения поляризационно-энергетических параметров как интерференционный процесс

Используя модель процесса рассеяния электромагнитных волн сложным объектом в виде интеграла Стрэттона-Чу [1], мы можем представить поле, рассеянное таким объектом, как сумму волн, рассеянных элементарными рассеивателями («блестящими» точками), составляющими сложный объект. Соответствие этого подхода физике рассеяния подтверждают рис. 1 а, б. Так на рис. 1 а изображен военный корабль, а на рис. 1 б представлен результат моделирования процесса рассеяния этим объектом с использованием метода масштабного моделирования [2]. На данном рисунке четко видны блестящие точки, обусловленные как элементами искусственного объекта (корабль), так и подстилающей поверхностью.

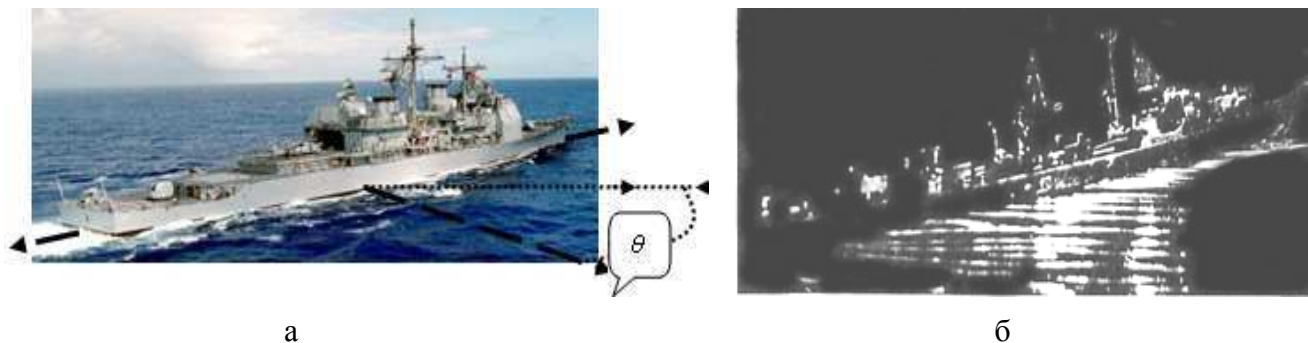


Рис. 1. Физика рассеяния:

а - фотография военного корабля; б – результат масштабного моделирования

Рассмотрение результатов моделирования позволяет построить достаточно простую, но репрезентативную модель когерентного рассеяния волн сложным искусственным объектом. Нетрудно припомнить, что при рассеянии точечным объектом, обладающим матрицей рассеяния $\|\dot{S}_m^{ik}\|$ ($i, k=1,2$), поле в дальней зоне определяется как

$$\dot{E}_s(\theta) = \frac{\exp(-j2kR_0)}{R_0\sqrt{4\pi}} \|\dot{S}_1^{ik}\| \dot{E}_0 \exp(j2kX_1\theta), \quad (1)$$

где X_1 есть координаты элементарных отражателей, а θ есть позиционный угол объекта (рис. 2).

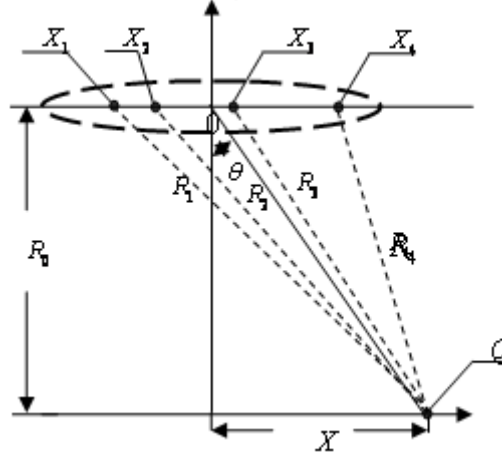


Рис. 2. Геометрия рассеяния многоточечным объектом

Рассмотрим теперь процесс формирования поляризационно-энергетических параметров в дальней зоне при рассеянии многоточечным МСРО как интерференционный процесс, полагая без уменьшения общности, что элементы объекта расположены на одной прямой (рис. 2). В качестве примера найдем поле, рассеянное четырехточечным объектом, в дальней зоне (точка Q) для случая совпадающих линейных поляризаций передачи и приема

$$\dot{E}_s(\theta) = -\frac{\exp(-j2kR_0)\dot{E}_0}{R_0\sqrt{4\pi}} \left(\sqrt{\sigma_1} \exp(-j2kX_1\theta) + \sqrt{\sigma_2} \exp(-j2kX_2\theta) + \sqrt{\sigma_3} \exp(-j2kX_3\theta) + \sqrt{\sigma_4} \exp(-j2kX_4\theta) \right). \quad (2)$$

Определим теперь мгновенное распределение мощности рассеянного поля в пространстве как функцию угла θ

$$\begin{aligned} P(\theta) = \dot{E}_s(\theta) \cdot \dot{E}_s^*(\theta) = A \left(\sqrt{\sigma_1} \exp(-j2kX_1\theta) + \sqrt{\sigma_2} \exp(-j2kX_2\theta) + \sqrt{\sigma_3} \exp(-j2kX_3\theta) + \sqrt{\sigma_4} \exp(-j2kX_4\theta) \right) \times \\ \times \left(\sqrt{\sigma_1} \exp(j2kX_1\theta) + \sqrt{\sigma_2} \exp(j2kX_2\theta) + \sqrt{\sigma_3} \exp(j2kX_3\theta) + \sqrt{\sigma_4} \exp(j2kX_4\theta) \right) = \sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3 + \sigma_4 + 2\sqrt{\sigma_1\sigma_2} \cos(2kd_{12}\theta) + 2\sqrt{\sigma_1\sigma_3} \cos(2kd_{13}\theta) + \\ + 2\sqrt{\sigma_1\sigma_4} \cos(2kd_{14}\theta) + 2\sqrt{\sigma_2\sigma_3} \cos(2kd_{23}\theta) + 2\sqrt{\sigma_2\sigma_4} \cos(2kd_{24}\theta) + 2\sqrt{\sigma_3\sigma_4} \cos(2kd_{34}\theta). \end{aligned} \quad (3)$$

Таким образом, мгновенное распределение мощности рассеянного поля в зависимости от угла θ формируется в виде суммы ЭПР элементарных рассеивателей плюс 6 пространственных гармонических колебаний. Нетрудно видеть, что каждое из гармонических колебаний обусловлено эффектом интерференции между волнами, рассеянными одной из пар элементарных рассеивателей объекта. Число этих пар определяется биномиальным коэффициентом

$$C_M^N = \frac{M!}{N!(M-N)!},$$

где M есть общее число рассеивателей, а $N=2$ есть число рассеивателей в интерференционной паре. Для случая $M=4$ имеем $C_4^2=6$. Угловая функция отклика рассматриваемого объекта включает 6 пространственных гармоник, как это следует из выражения (3), определяемых величинами

$$d_{12}=X_1-X_2; d_{13}=X_1-X_3; d_{14}=X_1-X_4; d_{23}=X_2-X_3; d_{24}=X_2-X_4; d_{34}=X_3-X_4,$$

которые представляют собой пространственный разнос элементов интерференционных пар.

Пространственные гармоники $\sqrt{\sigma_i \sigma_k} \cos(2kd_{ik}\theta)$ характеризуются полной фазой

$\psi(\theta)=2kd\theta=2\pi d\theta/\lambda$, производная которой $\frac{1}{2\pi} \frac{d\psi}{d\theta} = \frac{2d}{\lambda} = f_{SP}$ есть пространственная частота,

имеющая размерность Rad^{-1} . Период гармоники $T_{SP}=1/f_{SP}=\lambda/2d$ имеет размерность Rad .

Таким образом, полная мощность, рассеянная МСРО, есть сумма интерференционных картин, формируемых набором элементарных двухточечных интерферометров. Тогда выражение (3) можно переписать в виде

$$P(\theta) = \sum_{m=1}^M \sigma_m^2 + 2 \sum_1^C \sqrt{\sigma_i \sigma_k} \cos(2kd_{ik}\theta), \quad (4)$$

где $C=C_M^2$ есть биномиальный коэффициент.

Рассмотрим теперь вопрос о формировании параметров Стокса поля, рассеянного МСРО, как интерференционного процесса. В работе [3] было показано, что параметры Стокса поля, рассеянного МСРО, имеют вид

$$S_0(\theta) = S_0^a + S_0^b + 2\sqrt{S_0^a} \sqrt{S_0^b} \sqrt{N_{ab}} \cos(2kl\theta + 0,5\eta_1),$$

$$S_3(\theta) = S_3^a + S_3^b + 2\sqrt{S_3^a} \sqrt{S_3^b} \sqrt{D_{ab}} \sin(2kl\theta - 0,5\eta_2).$$

Отсюда следует, что пространственные гармоники $\cos(2kl\theta \pm \eta)$ имеют амплитуды $\sqrt{S_0^a} \sqrt{S_0^b} \sqrt{N_{ab}}$ и $\sqrt{S_3^a} \sqrt{S_3^b} \sqrt{D_{ab}}$. Здесь величины N_{ab} , D_{ab} представляют собой близость (удаленность) состояний поляризации элементов одной из интерференционных пар, составляющих МСРО.

Тогда угловое распределение параметров Стокса МСРО примет вид суммы обобщенных законов интерференции, формируемых элементарными двухточечными интерферометрами (рис. 1).

$$S_0(\theta) = \sum_{m=1}^M S_0^m + 2 \sum_1^C \sqrt{S_{0i} S_{0k}} \sqrt{N_{ik}} \cos(2kd_{ik}\theta + \eta_{ik}),$$

$$S_3(\theta) = \sum_{m=1}^M S_3^m + 2 \sum_1^C \sqrt{S_{3i} S_{3k}} \sqrt{D_{ik}} \sin(2kd_{ik}\theta + \eta_{ik}),$$

где $C=C_M^2$ есть биномиальный коэффициент.

Поскольку как амплитуды, так и фазы пространственных гармоник случайны, дальнейший анализ должен быть статистическим.

3. Автокорреляционные функции параметров Стокса. Пространственный спектр

Определим теперь теоретический вид АКФ (автокорреляционной функции) параметра Стокса $S_3(\theta)$ углового распределения рассеянного поля. Прежде всего, мы удалим нестационарную составляющую $\sum_{m=1}^M S_3^m$, используя метод усреднения скользящим окном. После устранения не-

стационарности и нормирования запишем случайную функцию $S_3(\theta)$ в виде

$$S_3(\theta) = \sum_1^C \sqrt{D_{ik}} \cos(2kd_{ik}\theta + \eta_{ik}). \quad (5)$$

Полагая случайную функцию (5) стационарной, найдем её автокорреляционную функцию как

$$B_S(\Delta\theta) = M\{S(\theta_1) \cdot S(\theta_2)\} = M\left\{\sum_{N=1}^C \sum_{L=1}^C \sqrt{D_N} \sqrt{D_L} \cos[2kd_N\theta + \eta] \cos[2kd_L(\theta + \Delta\theta) + \eta]\right\}. \quad (6)$$

Здесь амплитуды $\sqrt{D}$ и фазы η есть случайные величины, характеризующиеся двумерной плотностью распределения $W_2(\sqrt{D}, \eta)$, M есть оператор усреднения, $\Delta\theta = \theta_1 - \theta_2$. Полагая, что случайные амплитуды и фазы независимы, запишем двумерную плотность вероятностей произведением одномерных функций

$$W_2(\sqrt{D}, \eta) = W_1(\sqrt{D})W_1(\eta).$$

Используя условие ортогональности

$$\int \cos(\Omega_{SP}^N \theta) \cos(\Omega_{SP}^L \theta) d\theta = \begin{cases} 1 & \rightarrow \text{for } N=L \\ 0 & \rightarrow \text{for } N \neq L \end{cases},$$

перепишем соотношение (6) в виде

$$B_S(\Delta\theta) = M\left\{\sum_{N=1}^C (\sqrt{D_N})^2 \cos[2kd_N\theta + \eta] \cos[2kd_N(\theta + \Delta\theta) + \eta]\right\}. \quad (7)$$

Учитывая, что реализация $S_3(\theta)$ есть функция случайных аргументов $\sqrt{D}$ и θ , найдем АКФ этой реализации как среднее значение функции двух случайных величин

$$M\{y(x_1, x_2)\} = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} y(x_1, x_2) W_2(x_1, x_2) dx_1 dx_2.$$

Используя данное выражение, найдем АКФ (7) как

$$B_S(\Delta\theta) = \sum_{N=1}^C \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} (\sqrt{D_N})^2 \cos[2kd_N\theta + \eta] \cos[2kd_N(\theta + \Delta\theta) + \eta] W_2(\sqrt{D}, \eta) d(\sqrt{D}) d\eta. \quad (8)$$

Для вычисления двойного интеграла в выражении (8) воспользуемся условием, полагая также, что случайная фаза распределена равномерно на интервале $(-\pi; \pi)$, т.е. $W(\eta) = 1/2\pi$. Распределение случайной амплитуды $\sqrt{D}$ во всех случаях будет односторонним. Разделяя выражение (8) на 3 интеграла, вычислим их

$$B_S(\Delta\theta) = \sum_{N=1}^C (I_1 + I_2 + I_3).$$

Вычисление первого интеграла дает

$$I_1 = \frac{0,5}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} (\sqrt{D_N})^2 \cos(2kd_N\Delta\theta) W_1(\sqrt{D}) d(\sqrt{D}) d\eta = 0,5 \langle D_N \rangle \cos(2kd_N\Delta\theta), \quad (9)$$

где $\langle D_N \rangle$ есть среднее значение поляризационной дистанции, которое представляет собой среднее по статистическому ансамблю случайных значений $\langle D_N \rangle$ для всех пространственных гармоник $f_{sp} = 2d_N/\lambda$.

Второй и третий интегралы равны нулю.

Таким образом, теоретическая форма АКФ углового распределения третьего параметра Стокса имеет вид

$$B_S(\Delta\theta) = \sum_{N=1}^C \frac{\langle D_N \rangle}{2} \cos(2kd_N\Delta\theta). \quad (10)$$

Каждое из слагаемых суммы (10) есть АКФ отдельной пространственной гармоники $S_N(\theta)$, имеющей случайную амплитуду $\sqrt{D_N}$ и случайную фазу η_N

$$B_{SN}(\Delta\theta) = \frac{\langle D_N \rangle}{2} \cos(2kd_N \Delta\theta). \quad (11)$$

Нетрудно видеть, что АКФ случайной реализации параметра Стокса есть сумма индивидуальных АКФ всех пространственных гармоник, которые формируют случайную реализацию

$$B_S(\Delta\theta) = \sum_{N=1}^C B_{SN}(\Delta\theta). \quad (12)$$

Пространственный спектр мощности может быть найден путем преобразования Фурье над АКФ (10). Спектр мощности изолированной пространственной гармоники может быть получен преобразованием Фурье соотношения (11)

$$P(\Omega_{SP}) = \int_{-\infty}^{\infty} B_{SN}(\Delta\theta) \exp(-j\Omega_{SP} \Delta\theta) d(\Delta\theta) = 0,5 \langle D_N \rangle [\delta(\Omega_{SP} - \Omega_{SP}^N) + \delta(\Omega_{SP} + \Omega_{SP}^N)], \quad (13)$$

где $\Omega_{SP} = 2\pi f_{SP} = 2\pi 2d/\lambda$ есть пространственная частота. Спектральные линии расположены на расстояниях $\pm \Omega_{SP}^N$ от начала координат. Эта пространственная частота отвечает пространственному разносу между интерференционной парой рассеивателей. Интенсивность спектральной линии определяется поляризационной дистанцией между состояниями поляризации элементов пары.

Полный пространственный спектр случайного углового отклика имеет вид

$$P(\Omega_{SP}) = 0,5 \sum_{N=1}^C \langle D_N \rangle [\delta(-\Omega_{SP}^N) + \delta(\Omega_{SP}^N)]. \quad (14)$$

Такая форма обусловлена дискретной структурой МСРО.

4. Результаты экспериментов

Результаты экспериментального исследования АКФ и пространственного спектра поляризационно-угловой функции отклика вращающегося МСРО (гусеничный вездеход) приведены на рис. 3 и 4. На рис. 3 изображены АКФ в угловом интервале $\pm 20^\circ$ к борту объекта (пунктир) и к корме объекта (сплошная линия). Измерения для этих направлений позволяют определить различия как в АКФ, так и в пространственных спектрах, обусловленные различной протяженностью объекта по длине и ширине. Кроме того, из рис. 4 видно, что пространственный спектр имеет двухмодовую форму. Это подтверждает ранее сделанное [4] теоретическое предположение о принципе эквивалентности «в среднем».

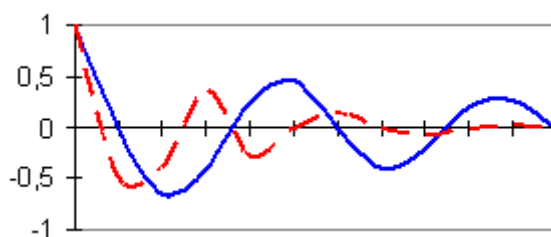


Рис. 3. АКФ поляризационного отклика МСРО

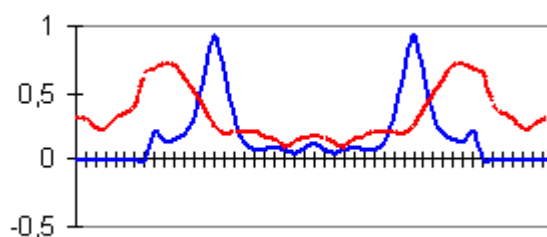


Рис. 4. Средние спектры мощности МСРО

5. Заключение

Результаты исследования подтверждают, что формирование поляризационно-энергетических параметров поля при рассеянии МСРО представляет собой интерференционный процесс.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Stratton J.A., Chu L.J.** Diffraction theory of electromagnetic waves // *Physical Review*, v. 56, pp. 308-316.
2. **Штагер Е.А.** Методы расчёта радиолокационных характеристик объектов, находящихся вблизи неровной земной или морской поверхности // *Зарубежная радиоэлектроника*. - 1994. - № 4-5. - С. 22-40.
3. **Козлов А.И., Татаринов В.Н., Татаринов С.В., Кривин Н.Н.** Рассеяние электромагнитных волн двухточечными радиолокационными объектами // *Научный Вестник МГТУ ГА*. - 2011. - № 168.
4. **Tatarinov V.N., Tatarinov S.V., Ligthart L.P.** The use of an equivalence principle «on the average» for a statement of definition of a random complex radar object model. *Proc. of the MIKON'2000*, Wroclaw, Poland. Vol. 2, pp. 12-17.

POLARIZATION SPECKLE PARAMETERS FORMATION AS THE INTERFERENCE PROCESS AT THE COHERENT SCATTERING

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

In this paper is demonstrated that polarization-energetical speckle formation at the complex multipoint radar objects scattering is an interference process. Such point of view allows to determine Stocks parameter autocorrelation function of scattered waves and space power complex multipoint radar objects spectrum.

Key words: coherent scattering, polarization-energy speckle, interference process.

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, автор около 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, автор около 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, автор 7 научных работ, область научных интересов - теория поляризационного контраста малоразмерных объектов на подстилающей поверхности.

УДК 621.316.726

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА АНАЛИЗА И РАСЧЕТА КВАРЦЕВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

В.П. ЛИТВИНОВ

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

Цель данной работы – разработка инженерной методики расчета различных типов схем кварцевых генераторов, позволяющей быстро и с достаточной для инженерной практики точностью произвести расчет автогенератора, при наличии лишь инженерного калькулятора. Предлагаемая методика анализа и расчета схем кварцевых генераторов предназначена как для разработчиков радиоаппаратуры, имеющих практический опыт разработки аналоговых электронных схем, в частности автогенераторов, или кварцевых генераторов, так и для студентов при курсовом и дипломном проектировании. При этом известные расчетные формулы и соотношения для автогенераторов приведены без выводов.

Ключевые слова: кварцевый генератор, условие самовозбуждения, баланс амплитуд, баланс фаз, «емкостная трехточка», кварцевый резонатор.

Введение

Существующее значительное количество технической литературы: учебники, методические пособия и научные статьи, в которых описаны методики расчета кварцевых генераторов (КГ), обладают серьезными недостатками: они фактически оторваны от практического применения за счет наличия большого числа математических выражений, изобилующих комплексными выражениями, дифференциальными уравнениями и т.д. Поэтому при практическом выполнении генератора требуются дополнительные неоднократные пересчеты и коррекция многих его параметров. Кроме того при расчете нелегко учесть разброс параметров элементов схемы, а в справочниках приведены далеко не все необходимые для известных методик параметры. В результате усилия, затраченные на расчет схемы, зачастую бывают сведены «на нет» при его материальной реализации.

Целью настоящей работы является разработка инженерной методики расчета различных основных типов схем кварцевых генераторов, позволяющей быстро и с достаточной для инженерной практики точностью произвести расчет автогенератора при наличии лишь инженерного калькулятора.

Предлагаемая методика анализа и расчета предназначена как для разработчиков радиоаппаратуры, имеющих практический опыт разработки аналоговых электронных схем, в частности автогенераторов, или кварцевых генераторов, так и для студентов при курсовом и дипломном проектировании. При этом известные расчетные формулы приведены без выводов.

1. Основные электрические характеристики кварцевых резонаторов

Созданные на основе пьезоэффекта кварцевые резонаторы, эквивалентная схема которых представляет собой высокочастотный колебательный контур, быстро нашли применение в устройствах селекции и стабилизации частоты приема-передающих устройств. В связи с тем, что параметры кварцевых резонаторов в настоящее время изучены достаточно подробно и описаны в значительном количестве источников, приведем только самые необходимые для последующих расчетов характеристики.

Основным элементом схемы генератора, определяющим стабильность частоты, является кварцевый резонатор, эквивалентная электрическая схема которого приведена на рис. 1.

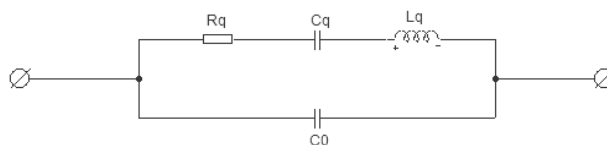


Рис. 1. Эквивалентная схема кварцевого резонатора

Поясним физический смысл электрических параметров эквивалентной схемы кварцевого резонатора:

- L_q – эквивалентная динамическая индуктивность – эквивалент колеблющейся массы под электродами резонатора, величина которой определяет величину добротности Q ;
- C_q – эквивалентная динамическая емкость – эквивалент механической жесткости кварцевой пластины;
- R_q – эквивалентное динамическое сопротивление – величина, характеризующая активные потери в кристаллической решетке, демпфирование колебаний молекулами окружающего газа и электрические потери в подводящих электродах;
- C_0 – статическая емкость кварцедержателя.

Для диапазона частот от 5 до 30 МГц типовые значения элементов эквивалентной схемы следующие: $C_q = 0.008 \dots 0.02$ пФ; $L_q = 5 \dots 30$ мГн; $R_q = 5 \dots 50$ Ом; $C_0 = 1,5 \dots 6$ пФ.

При проектировании генераторов, работающих на частотах выше 30 МГц, применяют кварцевые резонаторы, работающие на нечетных механических гармониках (3-я, 5-я, 7-я и т.д.). При этом значения C_q уменьшаются пропорционально квадрату номера гармоники, т.е. на 3-й механической гармонике резонатор будет иметь C_q порядка $0,01/3^2 \approx 0,001$ пФ. При этом эквивалентное сопротивление возрастает приблизительно прямо пропорционально номеру гармоники, т.е. $3 \cdot R_q$.

Как видно из рис. 1, эквивалентная схема представляет собой сложный колебательный контур, имеющий последовательный и параллельный резонанс, причем частота последовательного резонанса определяется параметрами L_q и C_q , а параллельного – L_q и последовательно соединенных C_q и C_0 . Наличие резонансов иллюстрирует рис. 2, на котором приведена амплитудно-частотная (АЧХ) характеристика полного сопротивления Z_q кварцевого резонатора.

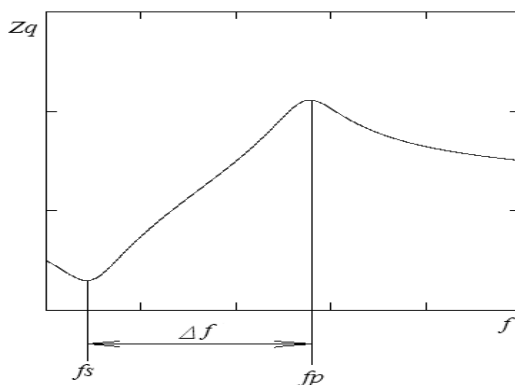


Рис. 2. Частотная характеристика кварцевого резонатора:

f_s – частота последовательного резонанса;

f_p – частота параллельного резонанса

Из рисунка видно, что частотная характеристика имеет два экстремума, соответствующих последовательному (минимум) и параллельному (максимум) резонансу.

Разность частот между ними называется резонансным промежутком, который можно определить как

$$\frac{\Delta f}{f_s} = \frac{Cq}{2 \cdot C_0} \quad (1)$$

Особый интерес представляет область АЧХ между последовательным и параллельным резонансом, характеризующаяся увеличением полного сопротивления с ростом частоты, что соответствует индуктивному характеру сопротивления резонатора, величина которого зависит от отстройки от частоты последовательного резонанса.

Высокая добротность резонаторов, достигающая величины десятков, сотен тысяч и даже миллионов на частотах 1 и 5 МГц, а также низкий температурный коэффициент порядка $\pm(1..10) \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ (рис. 3.) позволили создавать высокостабильные термокомпенсированные и термостатированные генераторы, работающие в широком интервале температур.

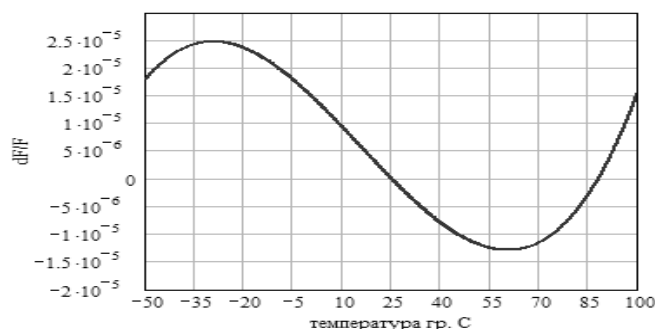


Рис. 3. Температурно-частотная характеристика (ТЧХ) кварцевого резонатора

2. Условие самовозбуждения генератора

В самом общем виде структурную схему автогенератора (рис. 4) можно представить состоящей из двух четырехполюсников – усилителя с коэффициентом усиления K и цепи положительной обратной связи с коэффициентом обратной связи β .



Рис. 4. Структурная схема автогенератора

Условие стационарного режима генератора можно представить в следующем виде

$$K\beta = 1 + j0. \quad (2)$$

Выражение (2) состоит из двух уравнений – баланса фаз и баланса амплитуд.

Баланс фаз – алгебраическая сумма сдвигов фаз по замкнутому колебательному контуру равна 0 или 2π п.

Баланс амплитуд – условие, при котором в установившемся режиме произведение коэффициента усиления активной части схемы (усилителя) на коэффициент обратной связи, называемое фактором регенерации G , равно 1. Для уверенного возбуждения генератора начальное значение G выбирается в пределах от 2 до 4. При установлении колебаний величина G снижается до 1 – выполнения условия баланса амплитуд, за счет уменьшения средней крутизны при росте амплитуды колебаний.

3. Основные соотношения для анализа и расчета осцилляторных схем кварцевых генераторов

Схемы кварцевых генераторов подразделяются на две большие группы: осцилляторные, в которых кварцевый резонатор выполняет роль одной из реактивностей колебательного контура и схемы с кварцем в цепи обратной связи.

Рассмотрим **ОСЦИЛЛЯТОРНЫЕ СХЕМЫ**, которые получили также название «трехточки» из-за наличия трех основных точек подключения колебательного контура к электродам усилительного элемента. Схема обобщенной трехточки представлена на рис. 5.

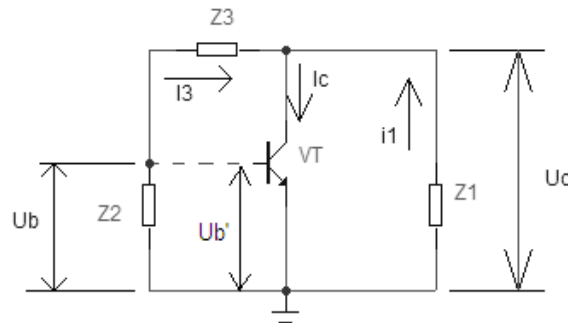


Рис. 5. Схема обобщенной «трехточки»

Как показано выше, для возникновения колебаний в автогенераторе необходимо выполнение двух условий – баланса фаз и баланса амплитуд, а именно - сдвиг фаз между $U_{b'}$ и U_b должен быть равен нулю, а коэффициент передачи G (фактор регенерации) определяет запас по устойчивости и амплитуду колебаний

$$G = \frac{U_b}{U_{b'}} \geq 1.$$

Из схемы видно, что фактор регенерации определяется как

$$G = K_y \cdot \frac{Z_2}{Z_2 + Z_3},$$

где $K_y = \frac{U_c}{U_{b'}} = Y_{21} \cdot Z_{load} = Y_{21} \cdot \frac{Z_1 \cdot (Z_2 + Z_3)}{Z_1 + Z_2 + Z_3}$ - коэффициент усиления; Z_{load} - сопротивление нагрузки;

$$G = Y_{21} \cdot \frac{Z_2}{Z_2 + Z_3} \cdot \frac{Z_1 \cdot (Z_2 + Z_3)}{Z_1 + Z_2 + Z_3} = Y_{21} \cdot \frac{Z_1 \cdot Z_2}{Z_1 + Z_2 + Z_3} = Y_{21} \cdot Z_y,$$

$$Z_y = \frac{Z_1 \cdot Z_2}{Z_1 + Z_2 + Z_3} - \text{управляющее сопротивление генератора.}$$

Так как транзисторный усилитель в схеме с общим эмиттером переворачивает фазу выходного напряжения на 180 градусов, то четырехполюсник Z_1 , Z_2 , Z_3 тоже должен переворачивать фазу также на 180 градусов. Это условие может быть выполнено только в том случае, если сопротивления Z_1 и Z_2 имеют одинаковый реактивный характер, а Z_3 имеет противоположный характер. Если Z_1 и Z_2 имеют емкостной, а Z_3 – индуктивный характер, то такая схема называется «емкостная трехточка». В случае, если Z_1 и Z_2 имеют индуктивный, а Z_3 – емкостной характер, то такая схема называется «индуктивная трехточка».

Наибольший интерес представляет «емкостная трехточка», как имеющая наилучшую режимную стабильность. Функциональная схема такого генератора приведена на рис. 6.

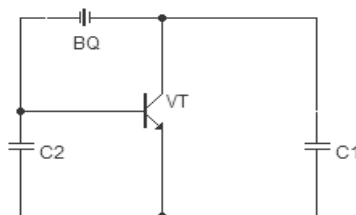


Рис. 6. Схема емкостной трехточки

В зависимости от того, какой электрод транзистора будет заземлен, схема будет называться с общим эмиттером, общей базой или с общим коллектором. Каждая из этих схем имеет особенности применения, позволяющие использовать их в различных типах генераторов.

В стационарном режиме колебания устанавливаются в результате снижения средней крутизны транзистора, за счет уменьшения угла отсечки коллекторного тока.

4. Методика расчета кварцевого генератора

В качестве примера проведем анализ и расчет наиболее распространенной схемы управляемого напряжением кварцевого генератора (рис. 7), которая практически применяется в большей части радиотехнических устройств. В ней R_{B1} и R_{B2} – сопротивления базового делителя, R_C – коллекторная нагрузка, R_E – резистор в цепи эмиттера, C_1 , C_2 , $BQ1$ и $VD1$ – элементы контура генератора и R_V – резистор цепи управления варикапа. Варикап R_V может использоваться также для подстройки частоты в неуправляемом генераторе, расчет которого производится аналогичным образом.

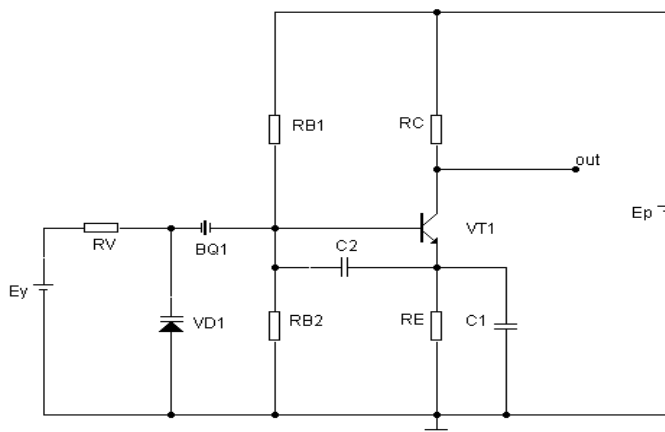


Рис. 7. Принципиальная схема управляемого кварцевого генератора

Анализ и расчет работы генератора целесообразно начать с расчета режима работы по постоянному току. Для этого совсем необязательно иметь весь набор параметров и характеристик транзистора. Дело в том, что современные кремниевые транзисторы, используемые в качестве активного элемента кварцевых генераторов, как правило, имеют коэффициент усиления по току $\beta \geq 100$, а частоту единичного усиления $f_t \geq 1500 \dots 2000$ МГц, что позволяет пренебречь инерционными свойствами транзистора вплоть до частот порядка 100 МГц.

Прежде всего, найдем значение тока коллектора в рабочей точке. Так как напряжение перехода база-эмиттер транзистора в открытом состоянии составляет (0,6...0,75) В, ток коллектора (без учета тока базы) определяется по формуле

$$I_C = \frac{\left[\frac{E_p \cdot R_{B2}}{R_{B1} + R_{B2}} - 0,7 \right]}{R_E}. \quad (3)$$

Далее находим крутизну вольтамперной характеристики

$$Y_{21} = \frac{I_c}{\varphi t} \approx \frac{T[K]}{11600} [mA/B], \quad (4)$$

где $\varphi t = \frac{q}{k \cdot T}$ - температурный потенциал; k - постоянная Больцмана; T - абсолютная температура; q - заряд электрона.

Затем определяем управляющее сопротивление R_y , равное произведению сопротивления нагрузки на коэффициент обратной связи резонансной цепи генератора

$$R_y = \frac{K_{oo}}{\omega^2 \cdot C_2^2 \cdot R_q}, \quad (5)$$

где $K_{oo} = C_1/C_2$; $C_2 = \frac{C_1 \cdot C_2}{C_1 + C_2}$; $\omega = 2 \cdot \pi \cdot f$.

Для проверки условия баланса амплитуд определяем фактор регенерации G

$$G = Y_{21} \cdot R_y \geq 3. \quad (6)$$

Определение значения рабочей частоты генерации включает в себя:

- определение емкости варикапа при среднем значении напряжения перестройки;
- определение емкости генератора;
- расчет частоты генерации при различных напряжениях перестройки.

В перестраиваемых генераторах для получения больших пределов перестройки частоты и хорошей линейности ее характеристики обычно применяют варикапы со сверхрезким переходом. Аналитическая зависимость емкости варикапа от напряжения обратного смещения аппроксимируется следующим образом

$$C_v = \frac{C_{v_0}}{1 + 0,4 \cdot E_y}, \quad (7)$$

где C_{v_0} - емкость варикапа при напряжении управления $E_y = 0$.

Относительная отстройка от частоты последовательного резонанса

$$\frac{\Delta f}{f} = \frac{C_q}{2(C_{osc} + C_o)}, \quad (8)$$

где $1/C_{osc} = 1/C_1 + 1/C_2 + 1/C_v$.

Рабочая частота генератора
$$f_{osc} = f_o \left(1 + \frac{\Delta f}{f}\right). \quad (9)$$

После этого приступаем к анализу энергетических характеристик генератора.

Из анализа спектральной характеристики коллекторного тока известно, что амплитуда первой гармоники коллекторного тока I_{cm} при $G \geq 3$ равна $2I_c$. Поэтому амплитуда переменного напряжения база-эмиттер $U_{be} = I_{cm} \cdot R_y$.

Ток, протекающий в контуре генератора, а также через кварцевый резонатор можно определить из следующего выражения

$$I_{cont} = U_{be} \cdot \omega \cdot C_2. \quad (10)$$

Мощность, рассеиваемая на кварцевом резонаторе, определяется как

$$P_q = I_{cont}^2 \cdot R_q / 2. \quad (11)$$

Амплитуда первой гармоники выходного напряжения генератора равна

$$U_{out} = I_{cm} \cdot R_c. \quad (12)$$

5. Пример расчета кварцевого генератора

В качестве примера рассчитаем кварцевый генератор, управляемый напряжением со следующими параметрами:

- номинальная частота, f_0 10 МГц;
- перестройка частоты, δ $\pm 100 \cdot 10^{-6}$;
- диапазон изменения напряжения управления, E_y 0...5 В;
- амплитуда 1-й гармоники выходного напряжения, U_{cm} ≥ 250 мВ;
- сопротивление коллекторной нагрузки, R_c 200 Ом;
- напряжение питания, E_p 5 В $\pm 10\%$.

Кварцевый резонатор берем со следующими типовыми параметрами:

- номинальная частота 10 МГц;
- динамическое сопротивление 10 Ом;
- динамическая емкость 10 Ф;
- статическая емкость 3 пФ.

1. По формуле (3) определяем ток коллектора в рабочей точке

$$I_{c0} = \frac{U_{cm}}{R_c \cdot 2} = \frac{250}{200 \cdot 2} = 0,625 \text{ мА}. \quad (13)$$

2. Крутизна коллекторного тока согласно формуле (4) будет равна

$$Y_{21} = 0,625 \cdot \frac{11600}{300} = 24,2 \text{ мА/В}. \quad (14)$$

3. Для обеспечения широкого диапазона перестройки частоты генератора задаемся фактором регенерации $G=5$ и определяем управляющее сопротивление R_y

$$R_y = G / Y_{21} = 5 / 24,2 = 207 \text{ Ом}. \quad (15)$$

4. Определяем эквивалентную емкость генератора C_2

$$C_2 = \frac{C_1 \cdot C_2}{C_1 + C_2} = \sqrt{\frac{1}{\omega^2 \cdot R_y \cdot R_q}} \approx \sqrt{\frac{1}{40 \cdot 10^{14} \cdot 207 \cdot 10}} = 347 \text{ пФ}. \quad (16)$$

Если $C_1=C_2$, то $C_1=C_2=347 \times 2=694$ пФ. Из ряда Е24 выбираем ближайшие значения емкостей конденсаторов $C_1=C_2=750$ пФ.

5. Определяем элементы схемы генератора, задающие режим по постоянному току

$$R_E = \frac{E_p}{2 \cdot I_{c0}} = \frac{5}{2 \cdot 0,625} = 4 \text{ кОм}. \quad \text{Выбираем } R_E = 3,9 \text{ кОм}. \quad (17)$$

6. Определяем элементы цепи базового смещения, для чего находим:

$$\text{а) ток делителя } I_D = \frac{E_p}{R_{B1} + R_{B2}} = 20 \cdot I_{b0} = \frac{(5 \dots 20) \cdot I_{c0}}{\beta} = \frac{20 \cdot 0,625}{100} = 0,125 \text{ мА}; \quad (18)$$

$$\text{б) напряжение на базе транзистора } U_B = \frac{E_p}{2} + 0,75 = 3,25 \text{ В}, \quad (19)$$

$$\text{тогда } R_{B2} = U_B / I_D = 3,25 / 0,125 = 26 \text{ кОм}. \quad \text{Выбираем } R_{B2} = 27 \text{ кОм}, \quad (20)$$

$$\text{при этом } R_{B1} = \frac{E_p - U_B}{I_D} = \frac{5 - 3,25}{0,125} = 14 \text{ кОм}. \quad \text{Выбираем } R_{B1} = 13 \text{ кОм}. \quad (21)$$

7. Для определения перестройки частоты из выражения (8) находим

$$\frac{\Delta f_0}{f} = \frac{C_q}{2 \cdot (C_{v0} + C_0)}; \quad \frac{\Delta f_5}{f} = \frac{C_q}{2 \cdot (C_{v5} + C_0)},$$

тогда общая перестройка будет равна

$$2\delta = \frac{\Delta f_5}{f} - \frac{\Delta f_0}{f} \approx \frac{Cq}{2} \cdot \left(\frac{1}{Cv5} - \frac{1}{Cv0} \right). \quad (22)$$

Умножая левую и правую части равенства на $Cv0$, получаем

$$2 \cdot \delta \cdot Cv0 = \frac{Cq}{2} \cdot \left(\frac{Cv0}{Cv5} - 1 \right) = \frac{Cq}{2} \cdot (Kp - 1), \quad (23)$$

где Kp – коэффициент перекрытия варикапа по емкости.

Выбрав $Kp=3$, определим $Cv0$.

$$Cv0 = \frac{Cq}{2 \cdot 2 \cdot \delta} \cdot (Kp - 1) = \frac{10^{-14}}{400 \cdot 10^{-6}} \cdot 2 = 50 \cdot 10^{-12} = 50 \text{ pF}. \quad (24)$$

При этом

$$Cv5 = \frac{Cv0}{Kp} = \frac{50}{3} \approx 17 \text{ pF}. \quad (25)$$

Выбираем варикап ВВ659, у которого $Cv0=55 \text{ pF}$, а $Cv5=18 \text{ pF}$.

8. В заключение определим также мощность рассеяния на кварцевом резонаторе

$$Pq = I_q^2 \cdot Rq = (Ubem \cdot \omega \cdot C2)^2 \cdot Rq / 2 = (Icm \cdot Ry \cdot \omega \cdot C2)^2 \cdot Rq / 2. \quad (26)$$

Подставляя в данное выражение значения параметров, получаем

$$Pq = (2 \cdot 0.625 \cdot 207 \cdot 6.28 \cdot 10^7 \cdot 750 \cdot 10^{-12})^2 \cdot 10 / 2 = 743 \mu W. \quad (27)$$

Допустимая мощность для данного типа резонаторов составляет 1 mW или $1000 \mu W$.

Заключение

Предложенная последовательность расчета кварцевых генераторов позволила значительно повысить точность его расчета и упростить методику анализа кварцевых генераторов.

Поскольку известные основные расчетные формулы и соотношения для кварцевых генераторов приведены без выводов, повышена степень понимания и восприятия работоспособности кварцевых генераторов, что достаточно важно при обучении студентов. Несколько видоизмененная последовательность расчета кварцевого генератора позволила произвести, не только энергетический расчет и расчет основных элементов схемы, но и, что важно, мощность рассеяния на кварцевом резонаторе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Грановская Р.А. и др. Расчет кварцевых генераторов: учеб. пособие. - М.: МАИ, 1999.

ENGINEER TECHNIQUE OF THE QUARTZ GENERATOR ANALYSIS AND CALCULATION

Litvinov V.P.

The objective of this paper is the development of engineer technique of different quartz generator circuit calculation, which allows calculating oscillator rapidly and with necessary accuracy. The supposed technique of quartz generator analysis and calculation is appropriated to as equipment developer, having experience in the analog electronic circuits (in particularly, oscillator) or quartz generators, and students during course or diploma design. At this time the known calculation equations and relations for oscillator are listed without derivation.

Key words: quartz oscillator, self-excitation condition, amplitude balance, phase balance, "capacity oscillator", quartz resonator.

Сведения об авторе

Литвинов Валентин Петрович, 1935 г.р., окончил МЭИ (1962), кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой радиотехнических устройств и систем МГОУ, автор более 150 научных работ, область научных интересов – теория и практика высокостабильных колебаний.

УДК 621.373.42

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООВОГО РАСЧЕТА И КОНСТРУКЦИИ ТЕРМОСТАТИРОВАННЫХ КВАРЦЕВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

В.П. ЛИТВИНОВ, С.В. БОГУСЛАВСКИЙ

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

Цель данной работы - обеспечение высокой стабильности частоты кварцевых генераторов в широком диапазоне температур при одновременном обеспечении минимальных массогабаритных характеристик. Предложен метод расчета и анализа схемы терморегулирования. Технический результат достигнут за счет оригинальной конструкции тепловой камеры и обеспечения оптимизации схемы терморегулирования с использованием программы MicroCap.

Ключевые слова: термостатированный кварцевый генератор, кварцевый резонатор, термостат, тепловая камера, нагреватель, регулятор температуры.

Высокостабильные автогенераторы, в которых используют кварцевые резонаторы, находят широкое применение в самых различных областях техники, в том числе в устройствах генерирования и формирования радиосигналов, в телекоммуникационных и навигационных системах, в РЛС, в космической технике, в системах сбора и обработки информации, в устройствах мобильной связи, микропроцессорах и др. В частности, использование кварцевых генераторов в трассовых РЛС, в навигационном оборудовании и космической аппаратуре предъявляет к ним высокие требования по стабильности частоты в широком диапазоне температур, к массогабаритным характеристикам и энергопотреблению.

1. Сравнительный анализ термокомпенсированных и термостатированных кварцевых генераторов

Для обеспечения высокой температурной стабильности частоты в широком диапазоне температур в автогенераторах используют термокомпенсацию уходов частоты кварцевого резонатора или его термостабилизацию. Кратко рассмотрим их.

Полученные в настоящее время достижения в области проектирования термокомпенсированных кварцевых генераторов с резонаторами АТ - срезом позволяют реализовать температурную стабильность частоты $\Delta f/f = \pm (1...5) \cdot 10^{-6}$ в диапазоне температур от минус 60⁰С до плюс 85⁰С.

Более высокой стабильностью частоты в широком диапазоне температур обладают термостатированные кварцевые генераторы. По сравнению с термокомпенсированными генераторами они имеют большие габариты, массу и потребление энергии, которое особенно возрастает при низких температурах окружающей среды. С учетом влияния различных дестабилизирующих факторов, использования современных технологий, элементной базы и материалов удается обеспечить в диапазоне температур от -40⁰С до +80⁰С минимальную нестабильность частоты до $\pm 5 \cdot 10^{-8}$ при использовании резонаторов АТ – срезом, а при использовании резонаторов SC – срезом до $\pm 1 \cdot 10^{-8}$ и лучше.

В последнее время интенсивное развитие радиоэлектроники и непрерывное совершенствование радиоаппаратуры требуют постоянного совершенствования термостатированных генераторов, в частности повышения стабильности частоты и расширения рабочего диапазона температур.

Проведенные исследования известных конструкций термостатированных кварцевых генераторов российских производителей [1, 2] показали возможность не только расширения температурного диапазона при сохранении высокой стабильности частоты, но и обеспечения меньших массогабаритных характеристик.

2. Анализ и расчет схемы регулирования и поддержания температуры

Температура термостата, как правило, выбирается в пределах от +65 до +85 °С. Температурная стабильность частоты в большой степени зависит как от точности поддержания температуры в термостате регулятором температуры, так и от конструкции самого термостата. Поэтому в работе рассмотрены не только конструктивные особенности кварцевых генераторов, но и представлен тепловой расчет схемы регулировки температуры.

Схема регулировки и поддержания температуры в термостатированных генераторах обычно строится по структурной схеме, изображенной на рис. 1.

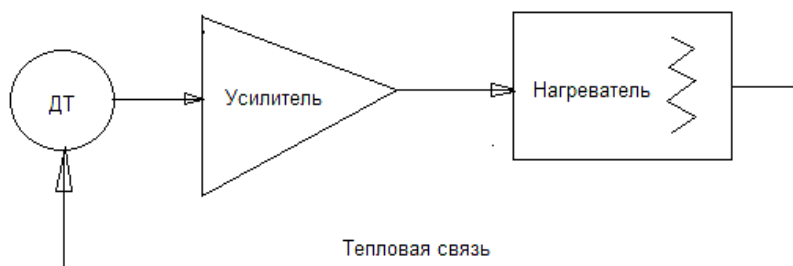


Рис. 1

Схемная реализация может быть представлена множеством вариантов, однако при разработке принципиальной схемы были учтены следующие соображения:

- а) для обеспечения высокой надежности количество комплектующих деталей должно быть минимальным;
- б) конструктивное исполнение деталей - для поверхностного монтажа.

Аналитический расчет значительно усложняется из-за зависимости параметров транзисторов от температуры, поэтому анализ данной схемы лучше всего производить с помощью программы моделирования, например MicroCap.

Исходя из этих соображений, была разработана следующая схема (рис. 2). Температура любого нагревателя (t) определяется как сумма температуры окружающей среды (t_{amb}) и температуры, рассеиваемой на нагревателе, которая определяется как произведение мощности (P), на величину его теплового сопротивления излучения R_t

$$t = t_{amb} + P \cdot R_t, \quad (1)$$

Эта же температура воздействует на датчик температуры в цепи управления и изменяет его сопротивление $R_d(t)$. Тогда напряжение на входе усилителя $U_1(t)$ будет определяться соотношением

$$U_1(t) = U_{v1} \cdot \frac{R_1}{R_d(t) + R_1}. \quad (2)$$

При этом напряжение на входе нагревателя $U_2(t)$ с учетом коэффициента усиления K_u усилителя будет равно

$$U_2(t) = U_1(t) \cdot K_u, \quad (3)$$

а мощность, рассеиваемая на нагревателе, соответственно будет равна

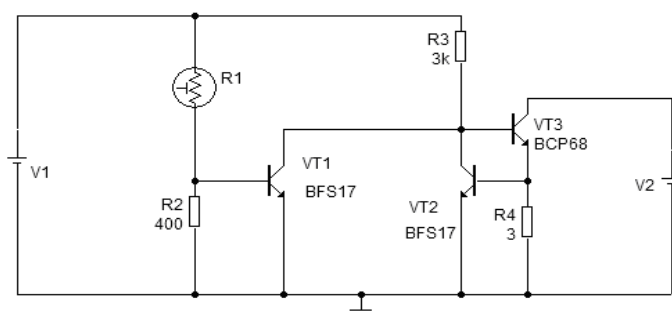
$$P(t, t_{amb}) = E_{v2} \cdot U_2(t) \cdot S_y, \quad (4)$$

где $S_y = I_{вых}/U_{вх}$ – крутизна характеристики нагревателя;

E_{v2} - напряжение источника питания V_2 .

Поэтому формула (1) примет вид

$$t = t_{amb} + P(t, t_{amb}) \cdot R_t = t_{amb} + S_y \cdot K_u \cdot \frac{R_1}{R_d(t) + R_1} \cdot R_t. \quad (5)$$



```
.define TTmax 60
.define TTmin -10
.define Ptot P1+P2
.define P1 -v(V2)*I(V2)
.define P2 -v(V1)*I(V1)
.define RT 50
.define Pmin (75-TTmin)/RT
.define Pmax (75-TTmax)/RT
```

Рис. 2

Как видно из формулы (5), данное выражение представляет собой трансцендентное уравнение, нахождение корней которого представляет собой непростую задачу. Альтернативой этому является аналитический расчет нагревателя с помощью программы MicroCap в режиме анализа постоянного тока **DC** [3]. Для этого задаем построение зависимости общей потребляемой мощности от температуры.

С помощью директивы MicroCap **.define** определяем переменные и константы, необходимые при построении графика:

- $TT_{max} = 60$ – максимальная температура окружающей среды;
- $TT_{min} = -10$ – минимальная температура окружающей среды;
- $P1$ – мощность, потребляемая от источника $V1$;
- $P2$ – мощность, потребляемая от источника $V2$;
- P_{tot} – общая мощность, обеспечивающая нагрев;
- P_{min} и P_{max} – соответственно минимальная и максимальная мощность нагрева;
- 75 – температура термостата в $^{\circ}\text{C}$.

Окно задания пределов расчета представлено на рис. 3.

Одновременно проводим две прямые, определяющие мощность нагрева при крайних температурах окружающей среды P_{min} и P_{max} .

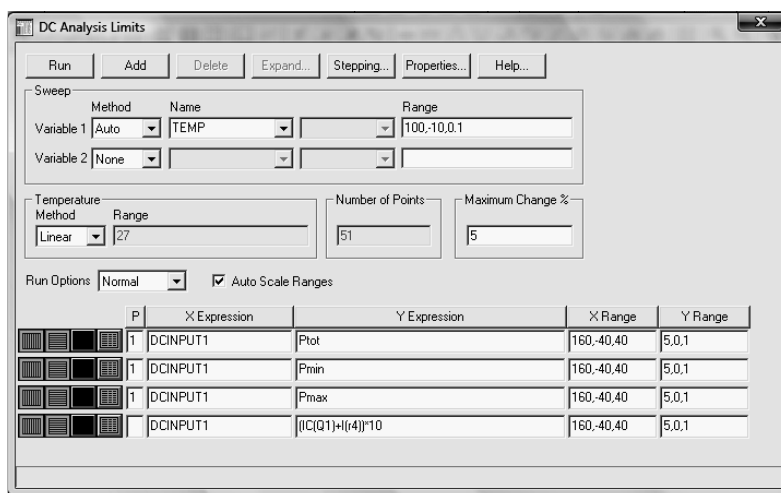


Рис. 3

Расчет схемы осуществляется нажатием клавиши **F2** или кнопки **RUN**. В результате получаем график зависимости мощности нагрева от температуры нагрева, а точки пересечения прямых с кривой мощности нагрева определяют температуру нагрева при минимальной и максимальной окружающей температуре. Из графика на рис. 4 видно, что изменение температуры нагрева при изменении окружающей температуры на $\Delta T_{\text{окр}} = 70^\circ\text{C}$ составляет $\Delta t_{\text{нагр}} = 76,213 - 73,383 = 2,83^\circ\text{C}$. Коэффициент стабилизации $K_{\text{st}} = \Delta t_{\text{окр}} / \Delta t_{\text{нагр}} = 70 / 2,83 = 24,7$. Изменяя параметры схемы и проводя анализ, можно оптимизировать величину коэффициента стабилизации.

При крутизне ТЧХ резонатора SC-среза $5 \cdot 10^{-9}/^\circ\text{C}$ максимальный уход частоты составит $5 \cdot 10^{-9} \times 2,83 = 1,4 \cdot 10^{-8}$.

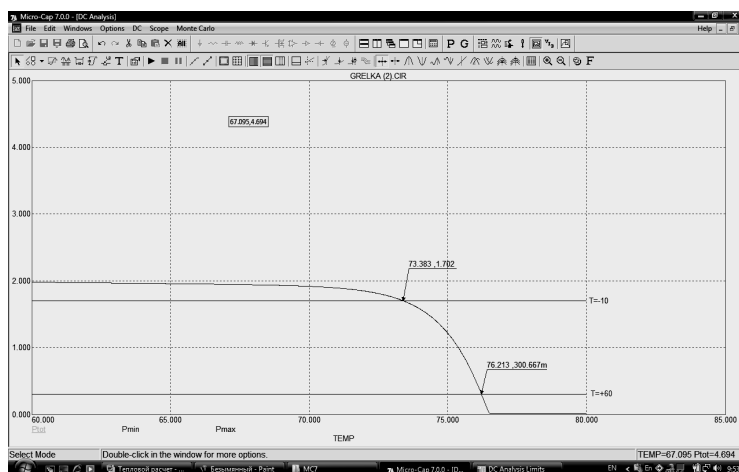


Рис. 4

Следует отметить, что данный расчет не позволяет определить динамику работы нагревателя (время выхода в режим и устойчивость), так как для этого необходимо иметь тепловые параметры конкретной комплектации платы нагревателя, а также теплоемкости и теплопроводности элементов конструкции.

Опытным путем установлено, что тепловое сопротивление корпуса СО-08 размером 36x27x19 мм составляет 50 град/Вт. Кроме того, установлено, что коэффициент стабилизации K_{st} для обеспечения устойчивой работы не должен превышать значение 20 - 25 раз. Для обеспечения более высокого значения K_{st} необходимо применять двойное термостатирование или использовать термокомпенсацию ТЧХ в пределах изменения температуры термостата [4].

Из приведенного выше расчета можно сделать следующие выводы:

1. С помощью программы MicroCap возможно провести анализ и оптимизацию схемы нагревателя.
2. Для устойчивой работы терморегулятора необходимо, чтобы коэффициент стабилизации температуры не превышал значение 25-30, что позволяет в широком интервале температур получить максимальную величину изменения температуры порядка $3-4^\circ\text{C}$, что позволяет на резонаторах SC-среза получить нестабильность частоты $(1,5 - 2) \cdot 10^{-8}$.
3. Для получения стабильности порядка $(1-5) \cdot 10^{-9}$ необходимо применять двойное термостатирование.

3. Особенности конструкции высокостабильного термостатированного кварцевого генератора

С учетом вышеописанного метода расчета, анализа и оптимизации схемы терморегулирования с использованием комплектующих компонентов для поверхностного монтажа был разработан генератор [5], который состоит из трех печатных плат: платы задающего генератора, терморегулятора и усилителя-формирователя. На плате усилителя-формирователя смонтирован также стабилизатор напряжения. Генератор спроектирован в виде двух отдельных блоков.

Первый блок - это термостатированная камера. Камера представляет собой параллелепипед, изготовленный из теплопроводящего материала – меди, который разделен на два отсека. В одном из отсеков расположен прецизионный резонатор. На верхней грани камеры с помощью пайки установлена печатная плата из тонкого стеклотекстолита, на которой размещена схема терморегулятора. В качестве элемента, определяющего стабильность частоты генератора, используется резонатор SC-среза, характеризующийся высокой добротностью, малым значением динамического и статического температурного коэффициента частоты.

Однако для достижения стабильности частоты $5 \cdot 10^{-8}$ и выше применение термостатирования одного только резонатора оказывается недостаточным, т.к. значительный вклад в нестабильность частоты вносят также элементы схемы генератора. Поэтому во второй отсек помещен и задающий генератор.

Блок 2 содержит усилитель и стабилизатор напряжения. Конкретная конструкция термостатированного кварцевого генератора ГК 193-ТС представлена на рис. 5 и 6.

Генератор содержит наружный герметичный корпус 1 с основанием 2, на котором закреплена первая печатная плата 3 с установленными на ней нетермостатируемыми элементами схемы генератора 4 (в частности элементами схемы выходного усилительного каскада) и теплораспределяющей камерой 5, содержащей основание 6 и крышку 7. Термостатируемые элементы схемы генератора 8 и пьезоэлектрический резонатор 9 (рис. 5) размещены на второй печатной плате 10, которая установлена в теплораспределяющей камере 5. Третья печатная плата 11 расположена на внешней стороне основной грани основания теплораспределяющей камеры 5. На третьей печатной плате 11 размещены элементы схемы регулятора температуры 12 с датчиком температуры 13 и нагревательными элементами 14. Основание теплораспределяющей камеры 6 жестко соединено с крышкой 7, внешняя сторона основной грани которой закреплена на теплоизоляционной прокладке 15, размещенной на первой печатной плате 3. Пространство между внешней поверхностью теплораспределяющей камеры 5 и внутренней поверхностью наружного корпуса 1 заполнено материалом с низкой теплопроводностью 16, который обеспечивает дополнительно сохранение тепла, в том числе возникающего из-за конвекции и излучения элементами схемы.

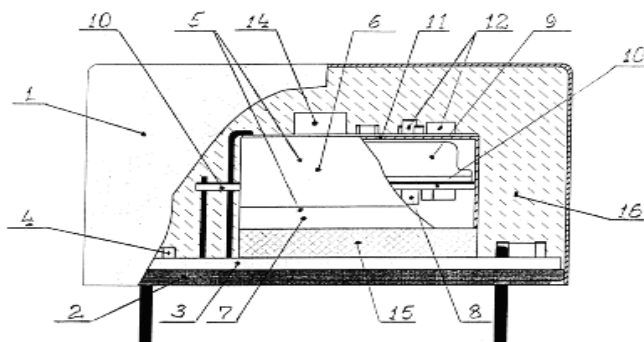


Рис. 5

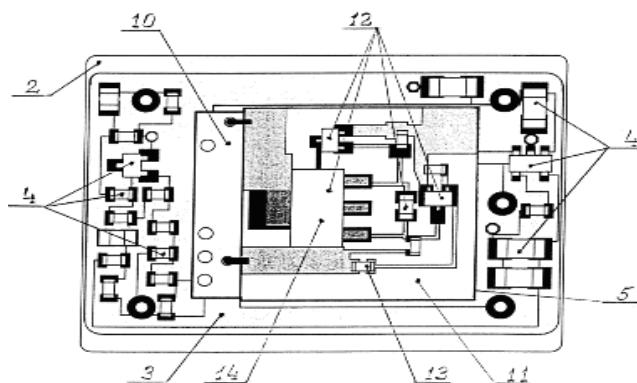


Рис. 6

Расширение температурного диапазона при сохранении высокой стабильности частоты и обеспечении минимальных массогабаритных характеристик достигается за счет обеспечения равномерного температурного поля по всей площади пьезоэлектрической пластины при изменении температуры окружающей среды, поскольку нагревается верхняя поверхность основания теплораспределяющей камеры 5, которая параллельна основной грани пьезоэлектрической пластины. При этом более теплый воздушный поток всегда поднимается вверх, а наличие дополнительной тепловой перегородки с такой же относительной температурой, на которую не воздействует температура окружающей среды, т.к. она размещена между двумя нагреваемыми поверхностями, обеспечивает отсутствие тепловых потоков и создает соответственно минимальный градиент температуры. Использование фольги второй стороны печатной платы в качестве элемента теплораспределяющей камеры 5 обеспечивает также уменьшение габаритов. Нагревателем служит транзистор выходного каскада схемы регулятора температуры. Причем нагрев осуществляется через тонкую третью печатную плату 11, что дополнительно обеспечивает более равномерный нагрев основания теплораспределяющей камеры и уменьшение на нее влияния температуры окружающей среды. Внешняя температура окружающей среды обеспечивает минимальное воздействие на теплораспределяющую камеру 5 за счет того, что она не имеет непосредственного теплового контакта с наружным корпусом 1 и основанием 2, поскольку пространство между внешней поверхностью теплораспределяющей камеры 5 и внутренней поверхностью наружного корпуса 1 заполнено материалом с низкой теплопроводностью 16. Технологически осуществить такую конструкцию оказалось возможным только за счет того, что основание теплораспределяющей камеры 5, на котором была размещена третья печатная плата 11, расположено сверху, а ее крышка 15, размещенная снизу, закреплена на теплоизоляционной прокладке 15. При этом для обеспечения электрических контактов между платами необходимо было выполнить длину второй печатной платы больше длины основания теплораспределяющей камеры 5, а высоту одной из боковых граней меньше высоты трех других боковых граней этой камеры. Дополнительно уменьшение влияния внешней температуры на теплораспределяющую камеру 5 и, следовательно, на пьезоэлемент обеспечивается за счет размещения в пространстве между внешней поверхностью теплораспределяющей камеры 5 и внутренней поверхностью наружного корпуса 1 материала с низкой теплопроводностью 16.

На рис. 7 представлены результаты температурных испытаний пяти произвольно выбранных из серии 50-ти штук кварцевых генераторов на частоте 12,8 МГц, где по оси абсцисс отложена температура в $^{\circ}\text{C}$, а по оси ординат – уходы частоты $(\Delta f/f) \cdot 10^{-9}$.

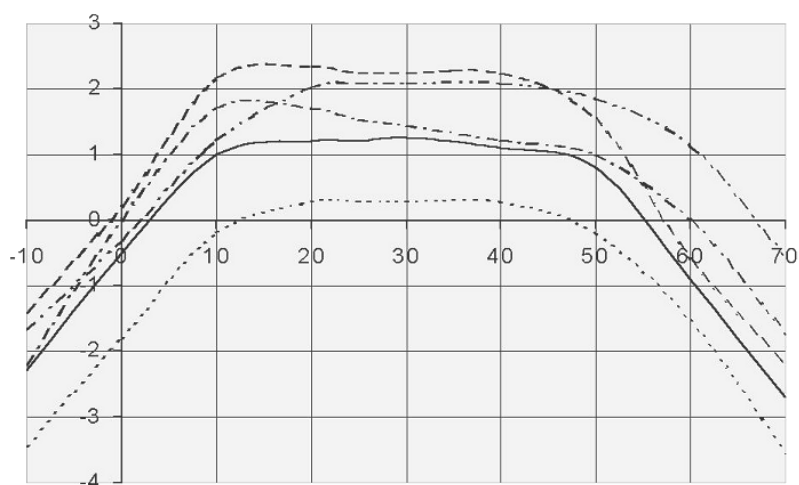


Рис. 7

Габаритные размеры корпуса составляют 36 x 27 x 19 мм при общем объеме 18,5 см³. При испытаниях кварцевого генератора с резонатором SC – среза были получены следующие результаты:

- температурная стабильность частоты
- в интервале температур (- 40 ÷ + 80) °С составляла $\pm 5 \cdot 10^{-9}$;
- в интервале температур (- 10 ÷ + 70) °С составляла $\pm 2,5 \cdot 10^{-9}$.

4. Особенности конструкции термостатированного кварцевого генератора с уменьшенными габаритами

Уменьшение массогабаритных характеристик вышерассмотренного кварцевого генератора в более узком интервале температур было достигнуто за счет использования в качестве теплораспределяющей камеры корпуса пьезоэлектрического резонатора, выполненного из материала с высокой теплопроводностью. А сохранение высокой стабильности частоты в широком интервале температур обусловлено высокой точностью поддержания температуры [6]. Сущность разработанной конструкции генератора поясняется чертежами. На рис. 8 (вид сбоку) и рис. 9 (вид сверху) представлен один из вариантов конструкции термостатированного кварцевого генератора.

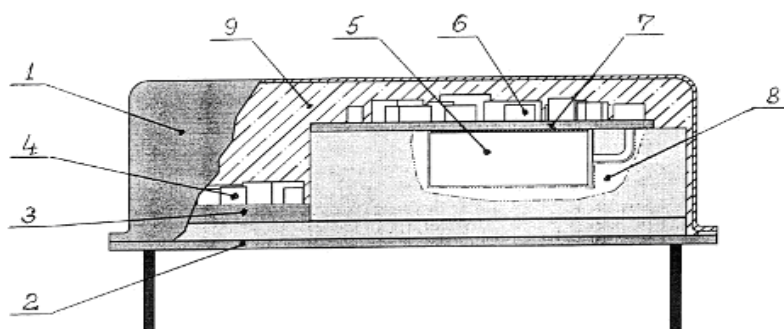


Рис. 8

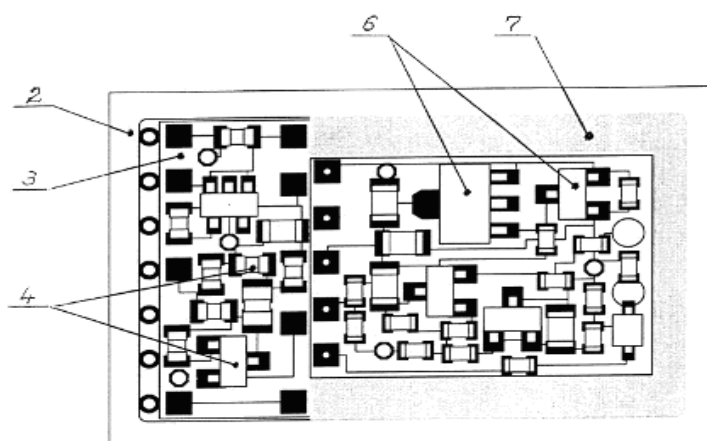


Рис. 9

Генератор содержит показанный на рис. 8 и 9 наружный герметичный корпус с крышкой 1 и основанием 2, на котором закреплена первая печатная плата 3 с установленными на ней нетермостатируемыми элементами схемы генератора 4 (в частности элементами схемы буферного усилительного каскада и стабилизатора напряжения) и корпусом пьезоэлектрического резонатора 5, выполняющего одновременно роль теплораспределяющей камеры. Термостатируемые элементы схемы генератора 6, в частности терморегулятор с одним или несколькими нагревательными элементами и пьезоэлектрический резонатор с корпусом 5, размещены на противоположных главных гранях второй печатной платы 7, которая закреплена на теплоизоляционной прокладке 8

с выполненным в ней углублением для размещения в нем корпуса пьезоэлектрического резонатора 5. Нижняя грань теплоизоляционной прокладки 8 закреплена на основании корпуса термостатированного пьезоэлектрического генератора 2, а пространство между внутренней поверхностью крышки 1 наружного герметичного корпуса и элементами схемы генератора заполнено материалом с низкой теплопроводностью 9, который обеспечивает дополнительно сохранение тепла, в том числе возникающее из-за конвекции и излучения элементами схемы.

Кварцевый генератор был выполнен в стандартном корпусе 155.15-2 с габаритными размерами 30 x 20 x 10 мм. В результате объем составил всего 6 см³.

При проведении температурных испытаний кварцевого генератора были получены следующие результаты:

температурная стабильность частоты

в интервале температур (- 40 ÷ + 70) °С составила $\pm 1,2 \cdot 10^{-8}$;

в интервале температур (- 10 ÷ + 60) °С составила $\pm 0,5 \cdot 10^{-8}$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Альтшуллер Г.Б., Елфимов Н.Н., Шакулин В.Г. Экономичные миниатюрные кварцевые генераторы. - М.: Связь, 1979.
2. Патент РФ № 2207704, МПК H03H 5/32, 2001.
3. Разевиг В.Д. Схемотехническое моделирование с помощью MicroCap 7. - М.: Горячая линия. - Телеком, 2003.
4. Литвинов В.П. и др. Термостатированный высокостабильный генератор. Патент РФ № 2311726, МПК H03H 5/32, 2006.
5. Богуславский С.В., Литвинов В.П., Горшков К.Г. Термостатированный пьезоэлектрический генератор: Патент на изобретение РФ № 2310974, МПК: H03B 5/32, 2006.
6. Богуславский С.В., Литвинов В.П., Горшков К.Г. Термостатированный пьезоэлектрический генератор: Патент на изобретение РФ № 2323517, МПК: H03B 5/32, 2006.

SPECIFIC OF THERMAL DESIGN AND CONSTRUCTION OF THERMOSTATED QUARTZ OSCILLATOR

Litvinov V.P., Boguslavskiy S.V.

The objective of this paper is to provide high frequency stability of quartz oscillator in wide temperature range with concurrent minimum of space-weight characteristics. There is supposed the design and analysis method of temperature control circuit. The result was achieved with original design of thermal chamber and support of temperature control circuit optimization with help of Micro Cap software.

Key words: thermostated quartz oscillator, quartz resonator, thermostat, thermal chamber, heater, temperature controller.

Сведения об авторах

Литвинов Валентин Петрович, 1935 г.р., окончил МЭИ (1962), кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой радиотехнических устройств и систем МГОУ, автор более 150 научных работ, область научных интересов – теория и практика высокостабильных колебаний.

Богуславский Семен Владимирович, 1947 г.р., окончил МГОУ (2009), генеральный директор ЗАО «БМГ-Кварц», автор 25 научных работ, область научных интересов – кварцевая стабилизация частоты.

УДК 629.735.015:681.3

МЕТОД УСКОРЕНИЯ ПОИСКА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЙ

К.А. ГЛАГОВСКИЙ, И.Б. ЛЕНИНА, К.В. ПЛЕШАКОВ, Л.Е. РУДЕЛЬСОН

Предложен алгоритм ускорения поиска потенциальных конфликтных ситуаций, основанный на формировании матричного рельефа правдоподобия и не использующий операций сравнения координат движущихся объектов. Логика поиска «вытесняется» в ассоциативную структуру упаковки данных на этапе сглаживания радиолокационных измерений, в результате которой пары объектов, претендующих на участие в конфликте, оказываются сцепленными в одном столбце трехмерной гистограммы распределения объектов в воздушном пространстве. Решение о наличии конфликта принимается единичным актом обнаружения элементов матрицы, сохранивших в процессе ее формирования ненулевое значение.

Ключевые слова: конфликт, опасное сближение, координатная информация, оповещение диспетчеров.

Развитые возможности компьютерной поддержки действий диспетчеров в большинстве современных автоматизированных систем управления воздушным движением (АС УВД) дополняются средствами алгоритмического выявления конфликтных ситуаций в воздушном пространстве. Строгое решение задачи требует полного перебора вариантов по сотням объектов и в силу невыполнимости в реальном масштабе времени отвергается. Традиционные схемы сокращения перебора основаны на эвристических двухступенчатых процедурах фильтрации информации о движущихся воздушных судах (ВС), позволяющих свести полный перебор по сотням объектов к десяткам полных переборов по единицам объектов. Наиболее известен [1] подход к задаче, согласно которому зона действия системы представляется в виде так называемого «слоеного пирога». Каждый его слой отображает часть пространства в конкретном диапазоне высот и покрывается координатной сеткой, дискреты которой по величине равны априорно заданному пороговому расстоянию (критерию) опасного сближения или (в других модификациях) его удвоенному значению. На этапе фильтрации все ВС, попавшие в один дискрет некоторого высотного слоя, считаются претендующими на участие в конфликте. Для преодоления граничных эффектов в число претендентов включаются ВС, оказавшиеся в соседних дискретах, т.е. по разные стороны квадратов и слоев.

Селектированные по квадратам сетки пары ВС анализируются с целью установления тенденции развития конфликтной ситуации. Расходящиеся или движущиеся параллельным курсом пары отсеиваются. Для сближающихся пар рассчитываются упрежденные координаты точки и моменты попадания в строб опасного сближения. Оповещение о выявленной конфликтной ситуации принудительно отображается диспетчеру за 1,5-2 мин до попадания ВС в строб, т.е. за время, в течение которого он сможет принять решение о мерах по предотвращению угрозы столкновения, и сообщить его пилотам, которые успеют выполнить его команды, обеспечивающие безопасность полетов.

В данной статье обсуждается метод обнаружения конфликтов на основе анализа компьютерной модели координатной информации, упорядоченной специальным образом.

Модель предназначена для обнаружения в управляемом воздушном пространстве всех пар ВС, расстояние между которыми не превосходит заданного допустимого предела, сохраняющих в процессе наблюдения устойчивую тенденцию к сближению. Областью данных модели является совокупность всей доступной полетной информации, плановой и измеренной. Все операции производятся над математическим отображением воздушной обстановки. Обнаружение конфликтов осуществляется как поиск номеров движущихся ВС, предварительно упорядоченных по значениям их трехмерных координат. Первым шагом процедуры является сортировка, исполняемая непосредственной расстановкой этих номеров в дискреты входного индекса. Каждый дискрет порождает сцепленный список номеров для последующего поиска. Количество I дискретов поиска рав-

но количеству квадратов координатной сетки, покрывающей территорию зоны управления. Сторона квадрата равна удвоенной величине критерия опасного сближения. Процедура поиска просматривает J записей о ВС, и если координаты j -го ВС принадлежат i -му квадрату ($i = 0, 1, \dots, I - 1$; $j = 1, 2, \dots, J$), то номер j присоединяется к сцепленному списку i -го дискрета входного индекса.

Пример. Пусть в районной АС УВД просмотр координатной информации организуется по 350 радиолокационным и 200 плановым формулярам. Критерием опасного сближения установлены 32 км (степень двух). Сторона квадрата координатной сетки, покрывающей территорию района УВД, составляет 64 км. Таких квадратных дискретов по обеим координатным осям предусмотрено восемь. Участки, не попавшие внутрь сетки (по периферии района), автоматически приписываются ближайшим квадратам. Нумерация дискретов последовательная слева направо, снизу вверх. Процедура определения номера квадрата, в который попадают координаты j -го ВС, содержит два арифметических сдвига и одно сложение (рис. 1). Высокое быстродействие процедуры позволяет отказаться от перебора номеров ВС, попавших в соседние квадраты координатной сетки, применяемого в традиционных схемах для поиска конфликтующих пар, оказавшихся по разные стороны квадратов.

Традиционную схему сокращения перебора вариантов (волновой алгоритм) иллюстрирует рис. 1. Поиск конфликтов с ВС, попавших в соседние квадраты, выполняется только с ближайшими верхними и правыми, всего их три, потому что со всеми левыми и нижними квадратами сопоставление уже произведено на предыдущих шагах работы алгоритма. Направление указано «волнами» на рис. 1.

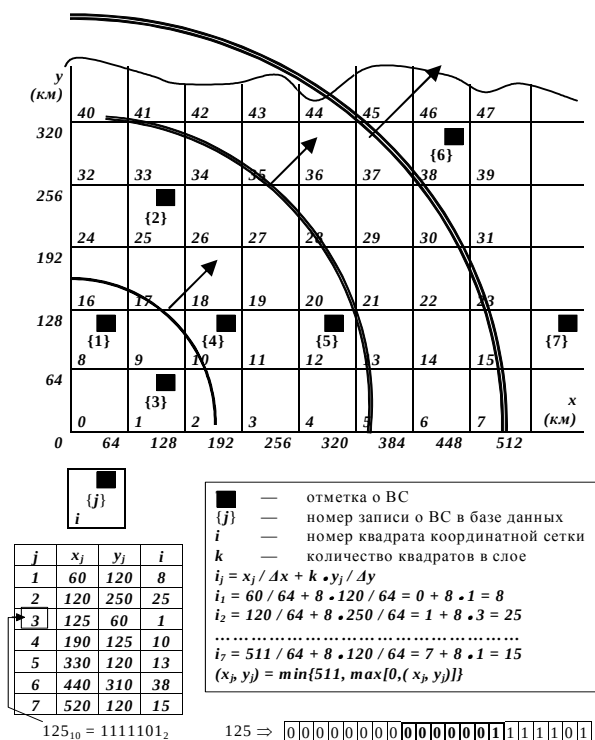


Рис. 1. Схема волнового алгоритма обнаружения конфликтных ситуаций

Элементарные рассуждения показывают, почему преодоление граничного эффекта становится возможным в предлагаемом петлевом алгоритме без обращения к ближайшим соседям по координатной сетке. Перебор удастся исключить целиком благодаря некоторому ослаблению критериев ложной тревоги в процедурах, анализирующих накопленную информацию при переходах от обзора к обзору. Тогда (рис. 2) на очередном включении алгоритма расстановки простым сдвигом координатной сетки можно добиться смещения всех квадратов по одной из осей

на величину половины ее дискрета. Координаты ВС, отображенные на предыдущем включении по разные стороны квадратов, попадут теперь внутрь одного. При переходах от обзора к обзору, последовательно сдвигая начало координат на половину дискрета каждой оси и возвращаясь через четыре обзора по петле в исходное положение, можно обойтись без перебора номеров ВС, попавших в соседние квадраты при удовлетворительных значениях критерия ложной тревоги. Для достижения таких значений необходимо сопровождать в течение нескольких обзоров неподтвержденные конфликты. В описываемом образце АС УВД реализован критерий обнаружения по четырем подтверждениям из семи наблюдений.

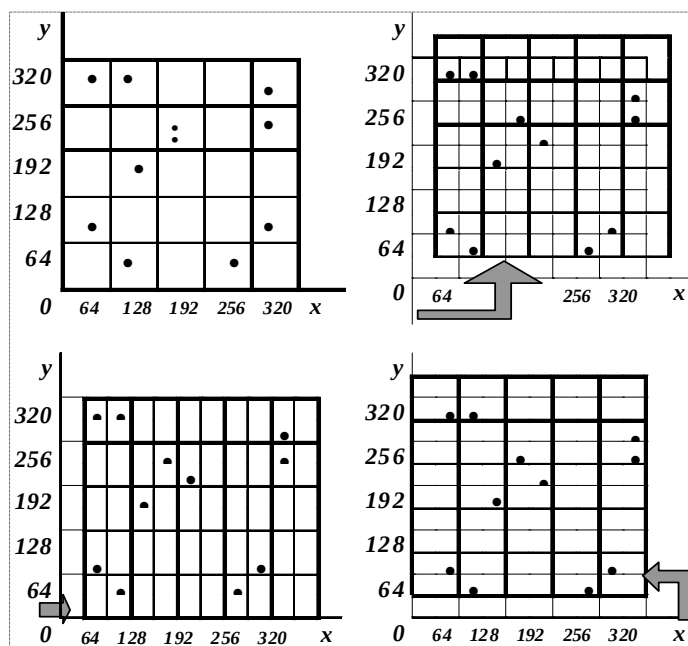


Рис. 2. Схема петлевого алгоритма обнаружения конфликтных ситуаций

Если при определении принадлежности очередного k -го ВС i -му квадрату выясняется, что i -й дискрет входного индекса уже занят номером j -го ВС, селектированного ранее в этот же квадрат координатной сетки, то производится присоединение k -го номера к сцепленному списку i -го дискрета. Содержимое дискрета выносится из него в список, а в освободившееся место записывается номер k вновь обнаруженного ВС (рис. 3).

Второй шаг процедуры состоит в анализе построенных списков поиска конфликтов, порожденных дискретами входного индекса, и в построении формуляров потенциальных конфликтных ситуаций. Номера $\{j\}$ ВС, попавших в i -й дискрет координатной сетки, сортируются по высотным слоям. При этом ВС, имеющие измеренную тенденцию к изменению высоты, распределяются в два соседних слоя (дублируются). Предварительная селекция по высоте необходима для сокращения времени анализа цепи, звенья которой сопоставляются по принципу «каждый с каждым». Затраты времени возрастают с удлинением цепи в арифметической прогрессии. Все звенья цепи, распределенные внутри одного высотного слоя, признаются участвующими в конфликтах. Процедура пробегает формуляры поля описания конфликтов с целью проверки гипотезы о том, что обнаруженные в текущем включении опасные сближения уже сопровождаются системой. Если гипотеза не подтверждается, то заводится новый формуляр потенциальной конфликтной ситуации.

Третий, заключительный шаг процедуры состоит в анализе формуляров конфликтов и отображении оповещений о подтвержденных по критерию «четыре из семи» опасных сближений ВС. Формуляры конфликтов, не подтвердившиеся более семи раз подряд, освобождаются. По остальным фиксируются текущие измерения и тенденция развития ситуации (сближение, расхождение, неизменность расстояния), обновляется служебная информация.

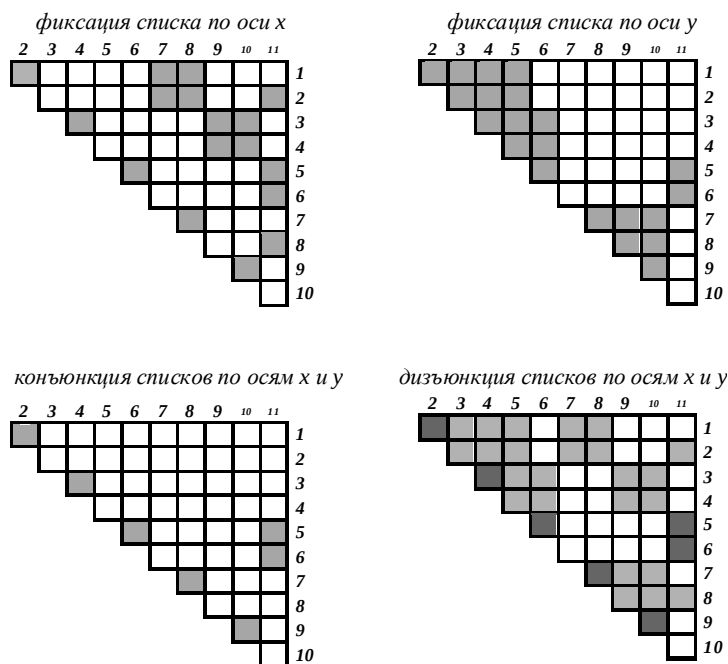


Рис. 3. Формирование конъюнктивного и дизъюнктивного рельефов правдоподобия

Селекция ВС производится не в фиксированном диапазоне значений координат, а в динамически изменяющемся интервале совместного распределения трех (с учетом высоты) ключей поиска. По смыслу задачи необходимо отобрать не номера ВС, координаты которых указаны в запросе, а пары jk номеров ВС, разность координат которых по модулю не превосходит критериев опасного сближения по трем составляющим одновременно: $|x_j - x_k| \leq \Delta x$, $|y_j - y_k| \leq \Delta y$, $|h_j - h_k| \leq \Delta h$. В силу несоответствия задачи известным схемам доступа в описываемом образце реализована следующая процедура.

Пусть задана тройка $\{K_x, K_y, K_h\}$ ключей поиска опасных сближений ВС, по которым следует построить отношение $P_c(R)$ поиска на множестве A сопровождаемых записей. Пусть указаны размеры Δx , Δy , Δh строга сближения, при удовлетворении которых по атрибутам (координатам) $x=z_1$, $y=z_2$, $h=z_3$ одновременно пара jk номеров записей ($j, k \in R$, $j \neq k$) о ВС считается конфликтующей. Тогда

$$P_c(R) = \bigcup_{r \in R} [p_c(r)] = \bigcup_{\substack{j, k \in R; \\ j \neq k}} \{ \bigcap_{i=1,2,3} ([p_c(z^i) = |z_j^i - z_k^i| < \Delta z^i] = 1) \} \in A),$$

т.е. конъюнкция предикатов попадания в строг сближения истинна.

Для отбора конфликтующих ВС на основе анализа совместного распределения координат на двумерном поле поиска формируется рельеф правдоподобия. Каждому дискрету поля ставится в соответствие элемент $\|a_{jk}\|$ ($j \neq k$) треугольной матрицы без диагонали, вычисляемый следующим образом. Элемент a_{jk} равен единице, если разности значений координат j -го и k -го ВС удовлетворяют заданным ограничениям, и равен нулю в противном случае. На первом шаге построения рельефа правдоподобия производится обращение ко входному индексу первого из ключей поиска. Последовательно просматривая индекс, процедура пропускает нулевые дискреты и использует значащие (с равным k содержимым) как начальные элементы порожденных цепей (рис. 3) номеров описаний ВС. Каждый из сцепленных с очередным i -м дискретом входного индекса номер j указывает на тот элемент матрицы $\|a_{jk}\|$ поля поиска, которому необходимо присвоить единичное значение. Единицами помечаются все те и только те элементы, но-

мера которых встретились в просматриваемой i -й цепи. Если значащими являются два подряда i -й и $(i+1)$ -й соседних дискрета, то порожденные ими цепи «склеиваются», т.е. объединяются с целью преодоления граничных эффектов (селекция объектов, оказавшихся по разные стороны границ квадратов координатной сетки).

Результаты просмотра второго и третьего входных индексов сначала фиксируются по тому же правилу в предварительно обнуленных элементах вспомогательной матрицы $\|b_{jk}\|$, структура которой тождественна структуре основной матрицы $\|a_{jk}\|$. Далее над одноименными элементами обеих матриц выполняется операция конъюнкции, и полученный результат фиксируется в основной матрице $\|a_{jk}\|$. Очевидно, что количество единиц в ней резко сокращается с каждым шагом формирования рельефа правдоподобия. По окончании просмотра всех трех входных индексов в поле поиска сохраняют единичные значения только те его элементы a_{jk} , которые удовлетворяют условию опасного сближения по всем координатам одновременно (рис. 3).

Двумерный рельеф взаимного положения ВС не предназначен для выявления сближений по высоте. Такие ситуации возникают в случаях переменного профиля полета, на участках набора высоты и снижения и отслеживаются на одномерной числовой оси, реализованной, как и оси координат x и y , в виде входного индекса поиска. При построении порожденных цепей записей о движущихся ВС в гистограммы заносятся номера описаний, удовлетворяющие условию $|h_j - h_k| \leq \Delta h$. Процедура анализа, как и в случае отбора конфликтующих пар по плоским координатам, рассматривает в качестве претендентов на участие в конфликте те ВС, которые находятся в соседних (вышележащем и нижележащем) эшелонах.

Основным преимуществом схемы выявления конфликтов на поле поиска является возможность сохранения результирующей матрицы $\|a_{jk}\|$, накапливающей статистику развития воздушной обстановки, при необходимости – с наложением предыстории на несколько обзоров назад. Тогда на шаге анализа цепей номеров j и k сходящихся ВС и построения формуляров опасных сближений появляется возможность заменить поиск методом сканирования на поиск прямой адресацией к jk -му элементу матрицы $\|a_{jk}\|$. Для сохранения предыстории создается матрица проверки гипотезы $\|c_{jk}\|$, элементы которой c_{jk} обнуляются при перезапуске системы и формируются далее путем наложения с помощью дизъюнкции с одноименными элементами матрицы $\|a_{jk}\|$, построенными на очередном обзоре. Матрица $\|c_{jk}\|$ позволяет хранить информацию о неподтвержденных на отдельных обзорах конфликтах и «вычеркивать» их только при освобождении соответствующих формуляров опасных сближений.

Данная статья подготовлена выпускниками МГТУ ГА, занятыми научными исследованиями в группе доктора технических наук, профессора Л.Е. Рудельсона, которым осуществлены постановка задачи и общее редактирование текста. Полноценный библиотечный поиск и критический анализ литературы по теме работы выполнен дипломницей кафедры УВД И.Б. Лениной, компьютерные алгоритмы (сопровождение описаний ВС и петлевое смещение координат) принадлежат выпускникам кафедры вычислительных комплексов, систем и сетей – дипломникам К.А. Глазовскому и К.В. Плешакову соответственно.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ахмедов Р.М., Бибутов А.А., Васильев А.В. и др. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации / под ред. С.Г. Пятко, А.И. Красова. - СПб.: Политехника, 2004.

ACCELERATED METHOD FOR REVELATION OF POTENTIAL OF CONFLICT SITUATION

Glagovskiy K.A., Lenina I.B., Pleshakov K.V., Rudelson L.E.

The procedure for conflict location based on the probability relief matrix is discussed. No logical compare operations

are used, so as these are “moved” to the associative data structure in order to select conflicting pairs of aircraft. This presentation is created when the radar tracks as well as plan coordinates are calculated. The decision about conflict location is making by only finding the matrix elements which saves its nonzero value.

Key words: conflict, near collision, coordinate data, controller’s warning.

Сведения об авторах

Глаговский Кирилл Андреевич, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), программист ГосНИИ АС, автор 3 научных работ, область научных интересов – программное обеспечение систем организации воздушного движения.

Ленина Ирина Борисовна, окончила МГТУ ГА (2011), диспетчер-стажер МЦ АУВД, автор 1 научной работы, область научных интересов – автоматизированные системы организации воздушного движения.

Плешаков Константин Викторович, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), программист Московского филиала дирекции ОАО Инфоцентр, автор 3 научных работ, область научных интересов – программное обеспечение систем организации воздушного движения.

Рудельсон Лев Ефимович, 1944 г.р., окончил МЭИ (1968), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов – программное обеспечение АС УВД.

УДК 656.7.052

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ УВД НА ОСНОВЕ КОНТРОЛЯ ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ДОГОНА ПРИ ПОСАДКЕ

Ю.Е. ГЛУХОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Нечаевым Е.Е.

Рассматриваются проблемы, условия эффективного УВД на этапе захода ВС на посадку, а также пути их решения, возможности развития и повышения эффективности системы на базе возможных технологий АЗН-В.

Ключевые слова: скорость догона, трековый интервал, бортовой индикатор АЗН-В.

1. Введение

Развитие систем наблюдения в ключе концепции CNS/ATM открывает пользователям воздушного пространства и другим заинтересованным лицам новые возможности. Особенно важно внедрение перспективных процедур ОВД, основанных на возможностях АЗН в загруженных зонах воздушного пространства [7, 8].

Функционирующая уже 30 лет в Московском центре АС УВД «TERCAS» не может обеспечить внедрение АЗН и требует замены новыми, гибкими, подстраивающимися под новейшие требования ОВД системами. Такой может являться резервная система «Альфа 3», установленная там же. Она обладает возможностями современных компьютеров и способна предоставить выполнение широкого спектра постоянно расширяющихся задач.

2. Формулировка проблемы

Для АДЦ ускорение потока и соответственно уменьшение времени нахождения в зоне каждого конкретного ВС становится задачей номер один в условиях перегрузки секторов (при обеспечении уровня безопасности полетов на требуемом уровне) [3]. В обеспечении данной задачи наибольшую сложность для диспетчеров представляют потоки воздушных судов, прибывающих с разных направлений на один аэродром [1].

Способы регулирования требуемого интервала на посадку можно расставить в следующем порядке приоритета применения:

1. Управление скоростями.
2. Изменение маршрута (векторение, RNAV STAR).
3. Зоны ожидания.

Применение каждого последующего способа увеличивает расчетное время прибытия (ETA), то есть задержку. Так на выполнение экипажем зоны ожидания требуется минимум 4 мин, а управление скоростью может внести минимальную корректировку 1-2 мин. Опытные данные показывают, что при плотном заходе на посадку векторением на одну ВПП аэродрома 1-го класса при ВМУ интервал на посадку между ВС одного класса колеблется от 2-х до 3-х мин. Соответственно пропускная способность колеблется от 20 до 30 ВС/ч. Разница в полтора раза! А в условиях продолжительной перегрузки и ошибок диспетчерского состава заявленная пропускная способность в 35-40 ВС/ч оказывается утопической. Причиной номер один является отсталость уровня автоматизации для принятия диспетчерских решений в условиях ситуационного управления [2].

Метод регулирования прибывающего потока схемами STAR+зоны ожидания существенно увеличивают нахождение ВС в зоне, снижая тем самым пропускную способность воздушного пространства [3]. К тому же, АС УВД «TERCAS» не предоставляет диспетчеру рекомендаций

по упорядочиванию потока. Диспетчер вынужден принимать решения по формированию потока практически на глаз, исходя из своей подготовки и опыта координации с коллегами смежных пунктов. Проще всего в таких условиях заводить самолеты на посадку векторением. Но в условиях ежегодного роста авиаперевозок и ограниченности используемого воздушного пространства метод абсолютного векторения все меньше отвечает заявленной пропускной способности районов аэродромов [1].

Исходя из вышесказанного, векторение – весьма универсальный и эффективный способ формирования прилетающего потока, но обладает рядом недостатков:

- экипаж может только догадываться об оставшемся расстоянии до полосы (track-miles/track-kilometers) для расчета профиля снижения;
- необходимость постоянных диспетчерских указаний по выравниванию скоростей ВС в потоке;
- сложность обеспечения эффективных (заданных) интервалов при увеличении количества векторимых ВС одним диспетчером из-за увеличения разделения внимания.

Грамотное применение схем RNAV STAR является достаточно эффективным средством формирования потока, приходящим на смену классическим STAR. Они, будучи более гибкими, позволяют обеспечивать интервалы, спрямляя или затягивая такие схемы. При этом экипаж постоянно контролирует изменение track-miles/track-kilometers и выдерживает ограничения скоростей, предусматриваемые схемой [5].

Но оба метода (в существующем виде) сами по себе не в состоянии обеспечить требуемый в каждом конкретном случае эффективный интервал в конце конечного этапа захода на посадку. Связано это с тем, что в процессе снижения и захода на посадку однородного потока (ВС одной или смежных категорий) каждое ВС, находящееся позади и выше, как правило, догоняет заходящего впереди. Причина тому разница соответствия скоростей IAS и TAS и фактического влияния ветра на разных высотах. При выдерживании постоянной IAS истинная воздушная скорость (TAS) воздушного судна будет уменьшаться при снижении. В случае двух снижающихся воздушных судов, когда лидирующее воздушное судно находится на меньшей высоте с одинаковой IAS, TAS лидирующего воздушного судна будет меньше, чем следующего за ним воздушного судна. Расстояние между этими двумя воздушными судами будет таким образом уменьшаться, если не применяется достаточная разница в скоростях. С целью расчета желаемая разница в скоростях между двумя следующими друг за другом воздушными судами в 11 км/ч (6 уз) IAS на 300 м (1000 фут) разницы в высоте может использоваться в качестве общего правила. На высотах ниже 2450 м (ЭП 80) для целей управления скоростью можно не учитывать разницу между IAS и TAS. Принципы выдачи диспетчерских указаний относительно управления скоростью в горизонтальной и вертикальной плоскости опубликованы в документе ИКАО № 4444. Организация воздушного движения (PANS-ATM). Таким образом, при заходе основного потока с прямой друг за другом и одинаковыми значениями IAS на одинаковых этапах снижения, интервал между парой постоянно будет сокращаться за счет запаздывания уменьшения с высотой TAS последующего [6].

3. Контроль допустимой скорости догона ВС при заходе на посадку

Управление скоростью или контроль ее допустимых отклонений в потоке является неотъемлемой частью эффективного обеспечения пропускной способности при любом способе захода на посадку. Таким образом, целесообразно совершенствовать данную методику в первую очередь. При этом, применение средств автоматизации в принятии диспетчерских решений обязательно. Это позволит существенно разгрузить работу диспетчерского состава по анализу воздушной обстановки, повышая тем самым точность, надежность и эффективность системы в целом.

Необходимость управления скоростями диспетчера определяют по взаимному положению ВС и фактическим векторам их путевых скоростей (под влиянием ветра). Для упрощения порядка исследования целесообразно рассмотреть сначала штилевую ситуацию при заходе с прямой.

Диспетчер принимает решение о необходимости выдачи указаний по корректировке приборных скоростей (IAS) для обеспечения требуемого интервала на посадку на основе динамического анализа следующих элементов (рис. 1):

- трекового интервала между последовательно заходящими на посадку ВС (a);
- трекового расстояния до ВПП (track-miles/track-kilometers) (b);
- требуемого интервала на посадку (c);
- разницы скоростей ($V_1 - V_2$).

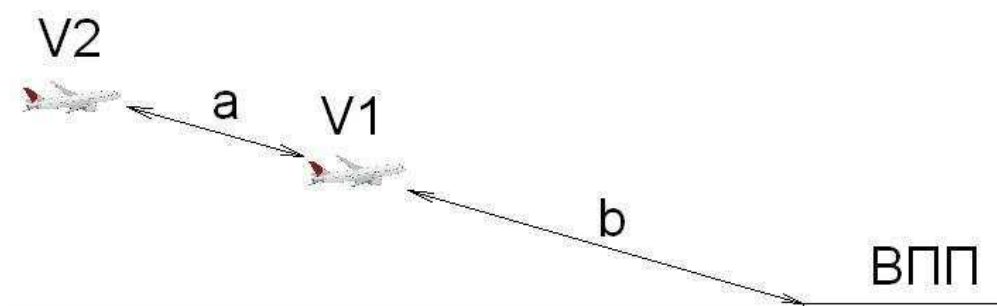


Рис. 1. Элементы анализа воздушной обстановки при управлении скоростями догона

Конечно же, более опытные профессионалы из персонала ОВД способны вполне точно прогнозировать в уме развитие такой ситуации под их контролем. Но делать это ежеминутно и при этом принимать решения и выдавать команды в условиях перегрузки просто физически некогда. Процесс принятия решений должен быть максимально упрощен [2] автоматизацией всех расчетов и представлять собой рекомендации диспетчерских решений в готовом виде: рекомендации по скорости, рекомендуемое изменение маршрута схемы, расчетное время задержки.

Трековый интервал – это разница расстояний, которые осталось преодолеть ВС до посадки

$$a = S_2 - S_1. \quad (1)$$

В случае взаимоположения ВС друг за другом с малой разницей МПУ (не более 30 градусов), трековый интервал можно сопоставить с кратчайшим расстоянием между ВС.

Постоянная заданная величина минимально допустимого интервала на посадку зависит от взаимоположения ВС и их скоростей следующим образом

$$c = a + (V_1 - V_2)t, \quad (2)$$

где $t = \frac{b}{V_1}$ – время преодоления первым ВС трекового расстояния b до ВПП со скоростью V_1 .

Из (1) и (2) видно, что

$$a \rightarrow c, \quad (3)$$

то есть в ситуации догона ВС изначально больший интервал между ВС постоянно сокращается, так как в доминирующем большинстве случаев самолеты, заходящие последовательно на посадку, догоняют друг друга по принципу «чем ближе к ВПП, тем меньше скорость» [4, 5, 6].

При этом ситуация $a < c$ является недопустимой на конечном этапе захода на посадку (нарушение продольного эшелонирования), где вертикальное эшелонирование не применяется [5, 6].

Согласно международным правилам, для установления желаемого интервала между двумя или несколькими следующими друг за другом воздушными судами диспетчеру следует в первую очередь либо уменьшить скорость следующего позади воздушного судна, либо увеличить скорость следующего впереди воздушного судна, а затем скорректировать скорость(и) других воздушных судов [6]. При существующих ограничениях максимальной скорости полета диспетчеру целесообразно ограничивать в скорости каждое последующее ВС.

Математически данную задачу и ее решение можно сформулировать в следующем упрощенном виде

$$\begin{aligned} c &= a + (V_1 - V_2) \frac{b}{V_1} = a + \frac{V_1 b}{V_1} - \frac{V_2 b}{V_1} = a + b - \frac{V_2 b}{V_1}, \\ \frac{V_2 b}{V_1} &= a + b - c, \\ \frac{V_2}{V_1} &= \frac{a + b - c}{b}, \\ V_2 &= \frac{a + b - c}{b} V_1. \end{aligned} \quad (4)$$

Зная, что $b = S_1$ и $a = S_2 - S_1$, получаем уравнение скоростей

$$\begin{aligned} V_2 &= \frac{a + b - c}{b} V_1, \\ V_2 &= \frac{S_2 - S_1 + S_1 - c}{S_1} V_1, \\ V_2 &= \frac{S_2 - c}{S_1} V_1. \end{aligned} \quad (5)$$

Полученное значение V_2 является максимально допустимым для обеспечения заданного минимально допустимого интервала на посадку c в данный момент сочетания значений S_2, S_1, V_1 .

Учитывая скоротечность изменений воздушной обстановки в районе аэродрома и подхода [3], дискретность расчетов должна быть максимально частой и не превышать десятка секунд. Скорость обновления информации от аэродромных РЛК не превышает 5 с. Скорость обновления информации от АЗН достигает 1 с.

Необходимо отметить, что (2), (4), (5) справедливы только для истинных скоростей при штилевом ветре. Согласно международным правилам [6], на высотах 7600 м (ЭП 250) или выше корректировку скорости следует выражать в величинах, кратных 0,01 Маха, а на высотах ниже 7600 м (ЭП 250) – величинами приборной скорости (IAS), кратными 20 км/ч (10 уз). Для решения нашей задачи потолок высоты 7600 м будет достаточен. Перевод IAS в TAS производится следующим образом [5]

$$TAS = IAS \times 171233 [(288 \pm VAR) - 0,006496H]^{0,5} \div (288 - 0,006496H)^{2,628}, \quad (6)$$

где VAR – отклонение температуры от МСА, °С; H – абсолютная высота, м; TAS, IAS, км/ч.

Или

$$TAS = IAS \times 171233 [(288 \pm VAR) - 0,00198H]^{0,5} \div (288 - 0,00198H)^{2,628}, \quad (7)$$

где VAR – отклонение температуры от МСА, °С; H – абсолютная высота, фут; TAS, IAS, уз.

При заходе с прямой влияние ветра на соседние ВС будет практически одинаковым, вследствие этого, его можно не учитывать. При заходе с разных направлений ВС, следующие на разных МПУ, могут подвергаться воздействию различных величин составляющих скорости ветра. В этом случае необходимо учитывать (прибавлять/отнимать) поправки в векторы скоростей V_1 и V_2 [4]

$$W = V \cos UC \pm U \cos VB. \quad (8)$$

Так как $\cos UC \rightarrow 1$, получаем

$$W = V \pm U \cos VB, \quad (9)$$

где $UB = \delta - MK$; δ – навигационное направление ветра; MK – магнитный курс ВС; U – скорость ветра

$$W_1 = V_1 \pm U \cos(\delta - MK_1), \quad (10)$$

$$W_2 = V_2 \pm U \cos(\delta - MK_2). \quad (11)$$

В этом случае, учитывая (10) и (11), уравнение (5) примет форму

$$W_2 = \frac{S_2 - c}{S_1} W_1. \quad (12)$$

Диспетчеру следует учитывать доминирующее направление и значительную скорость ветра для своевременного внесения корректировок скорости во время изменения МПУ и соответственно скорости кого-либо из потока. ВС будут лететь то с положительной, то с отрицательной путевой составляющей скорости ветра после изменения направления полета [4]. Для диспетчерского персонала изгибы схем должны быть зонами повышенного контроля.

Для удобства восприятия и применения, значения рекомендуемых системой скоростей должны отображаться кратными 10 км/ч или 5 узлам, округленными в меньшую сторону, и обновляться не реже 5 с. Фактические скорости, превышающие рекомендованные, должны маркироваться соответствующим цветом (например, желтым или оранжевым).

Обновление информации о приборных скоростях, высотах полета и температуре по высотам может оперативно автоматически поступать с борта на землю в АС УВД по каналам АЗН [1]. На основании всех данных и активизированных ФПЛ современная АС УВД (типа «Альфа 3» и другие) способна предоставлять диспетчерскому персоналу расчётное время пролета ПОД, ЕТА, вектора экстраполяции движения «по плану» и оставшееся трековое расстояние до ВПП каждого ВС.

4. Выводы

Если добавить в вычислительный модуль современной АС УВД (типа «Альфа 3») простую программу на основе логики формул (5), (6), (7), (10), (11), (12) и обеспечить сопряжение информации от АЗН-В, то можно реализовать повышение уровня автоматизации процессов ОВД, что, в свою очередь, станет основой для повышения пропускной способности.

Технология процесса может выглядеть следующим образом:

1. Диспетчер обозначает в АС УВД очередность захода на посадку.
2. Между каждыми соседними ВС обозначается требуемый интервал на посадку.
3. Каждому следующему позади воздушному судну АС УВД определяет максимальное допустимое значение приборной скорости.
4. Диспетчер сопоставляет фактическую и рекомендуемую скорости.
5. Если уменьшение скорости возможно и целесообразно, то выдает диспетчерские указания относительно ограничений по скорости.
6. Если уменьшение скорости невозможно или нецелесообразно, то увеличивает значение S_2 с помощью затягивания/изменения схемы, зон ожидания.
7. Контролирует по АЗН выполнение экипажами ограничений по приборной скорости и изменение рекомендаций АС УВД.
8. Если ВС оборудованы бортовыми индикаторами АЗН-В, диспетчер может назначить экипажу максимальную разрешенную приборную скорость догона ($IAS_2 - IAS_1$), которую экипаж не должен превышать, контролируя IAS следующего впереди ВС по бортовому индикатору АЗН-В.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глухов Ю.Е. Повышение эффективности УВД при заходе ВС на посадку на основе использования технологий АЗН-В // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2009. - № 139.
2. Логвин А.И., Левушкин Д.В. Анализ процессов принятия решений в динамических авиационных системах управления // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 164.
3. Малыгин В. Б. Основные принципы совершенствования ОрВД в Московской зоне ЕС ОрВД // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2008. - № 136.
4. Черный М.А., Кораблин В.Н. Воздушная навигация. - М: Транспорт, 1991.
5. Производство полетов воздушных судов. ИКАО. Doc 8168 OPS/611.
6. Организация воздушного движения. ИКАО. Doc 4444 ATM/501.
7. Глобальный аэронавигационный план применительно к системам CNS/ATM. ИКАО. Doc 9750.
8. Esler D. 4D-Nav Is Coming // Business & Commercial Aviation magazine, September 2009.

INCREASE OF ATC EFFICIENCY ON BASIS OF ALLOWABLE OVERTAKING SPEED CONTROL ON LANDING

Glukhov Y.E.

Problems, terms of effective ATC on the stage of approach of A/C on landing, and also ways of their decision, possibilities of development and increase of system efficiency are considered on the base of ADS-B technology.

Key words: overtaking speed, track distance, in-cockpit ADS-B flight display.

Сведения об авторе

Глухов Юрий Евгеньевич, 1985 г.р., окончил СПбГУ ГА (2007), старший преподаватель кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – организация системы УВД, технологическое развитие системы гражданской авиации, разработка принципов и внедрение новых технологических процедур в области взаимодействия между экипажами ВС и диспетчерами.

УДК 621.396.933

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ОДНОЧАСТОТНОЙ АППАРАТУРЫ СИСТЕМ ГЛОНАСС И GPS¹

К.Е. БЫЛИНИН, О.А. ГОРБАЧЁВ, В.Б. ИВАНОВ, Д.В. ХАЗАНОВ

Проведены экспериментальные исследования точности позиционирования в системах ГЛОНАСС/GPS с использованием одночастотной аппаратуры МНП-МЗ производства Ижевского радиозавода. Показано, что система ГЛОНАСС не всегда обеспечивает стабильную работу наземной аппаратуры, а в системе GPS ионосферная и тропосферная коррекция производится с недостаточной эффективностью.

Ключевые слова: спутниковая радионавигация, ионосфера, тропосфера, одночастотная аппаратура.

Методика проведения эксперимента

Исследования точности позиционирования в системах ГЛОНАСС и GPS при использовании одночастотной аппаратуры выполнялись зимой 2011 г. в Иркутском филиале МГТУ ГА. Измерения проводились на аппаратуре МНП-МЗ производства Ижевского радиозавода. Аппаратура имеет мощную систему настраиваемых опций, наиболее важные из которых следующие:

1. Возможность выбора трех режимов работы (использование только системы GPS; использование только системы ГЛОНАСС; совместное использование систем).
2. Возможность включения или отключения режима коррекции ионосферного и тропосферного запаздывания с использованием соответствующих моделей.
3. Возможность включения или отключения режимов калмановской фильтрации, накопительного сглаживания, выравнивания дальномерных данных по фазе несущей.
4. Возможность работы в системах координат WGS - 84, СК-42 и других.

Наблюдательный пункт располагался в здании учебного корпуса №1 Иркутского филиала МГТУ ГА. На крыше здания размещена специализированная антенна, обеспечивающая прием сигналов спутников ГЛОНАСС/GPS с достаточно полным обзором неба.

При оценке точности позиционирования использовались данные о точном местоположении приемной антенны. Эти данные были получены с помощью геодезической привязки с гарантированной точностью определения координат антенны не менее 20 см [1].

Сначала проводились серии измерений на аппаратуре МНП-МЗ в течение ряда последовательных суток. Затем выполнялись измерения на двух параллельно работающих однотипных устройствах МНП-МЗ, подключенных к одной приемной антенне. Такой режим работы не является штатным для аппаратуры и антенны, однако правомерность его применения продемонстрирована экспериментально.

Измерения и обработка данных проводились следующим образом. Аппаратура включалась в работу на сеансы длительностью около суток. В течение этого суточного прогона через последовательный интерфейс RS-232 на персональном компьютере производилась запись файла данных. Аппаратура МНП-МЗ позволяет передавать данные по протоколу NMEA, включая горизонтальные (планарные) координаты антенны и ее высоту в выбранной системе координат. На персональном компьютере данные принимались стандартной программой HyperTerminal и сохранялись в виде текстового файла. Далее, с применением специально разработанной программы, из этого файла извлекались и заносились в таблицу необходимые данные с выбираемым шагом по длительности и в заданном диапазоне времени. Визуализация и анализ извлекаемых данных проводились с применением программного обеспечения OriginPro.

¹ Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (проект 14.740.11.0078 федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы).

Сравнение точности позиционирования в системах ГЛОНАСС и GPS

В первую очередь было проведено сравнение точности позиционирования при использовании систем ГЛОНАСС и GPS. На рис. 1 представлен временной ход погрешности определения высоты, измеряемой аппаратурой МНП-МЗ, в сеансе 14.02.2011. По горизонтальной оси отложено время t в минутах относительно начала сеанса в 14.00 местного времени. По вертикальной оси – разность определяемой и истинной высот h по данным GPS (сплошная линия) и ГЛОНАСС (пунктирная линия). Можно видеть, что в среднем высота, определяемая по системе ГЛОНАСС, существенно превышает высоту, определяемую по системе GPS. Численно соответствующие средние значения составляют 9.0 и 5.2 метра. Наиболее вероятная причина расхождения заключается в том, что для GPS работает коррекция ионосферного запаздывания радиосигналов в ионосфере с использованием модели полного электронного содержания Клобучара [2], в то время как в системе ГЛОНАСС в настоящее время такая коррекция не реализована.

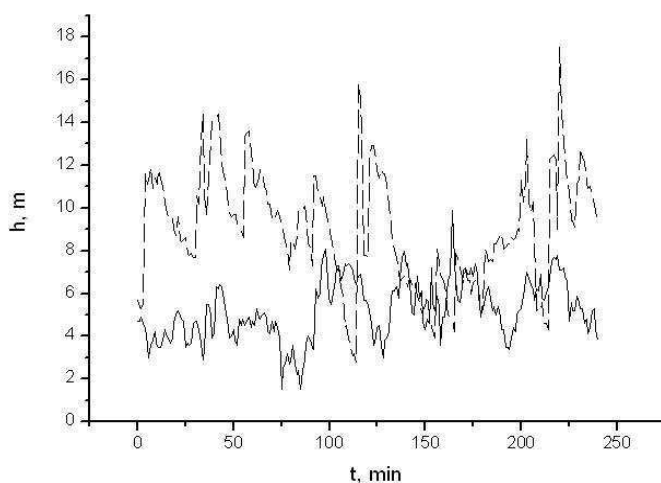


Рис. 1. Временной ход погрешности высоты систем ГЛОНАСС и GPS в сеансе 14.02.2011

На рис. 2 представлены аналогичные временные ходы определяемой долготы «long» и широты «lat», приведенные к единицам длины вдоль параллели и меридиана для этого же сеанса измерений. Значения long и lat также представляют собой разности значений, измеряемых аппаратурой МНП-МЗ, и истинных значений долготы и широты из [1].

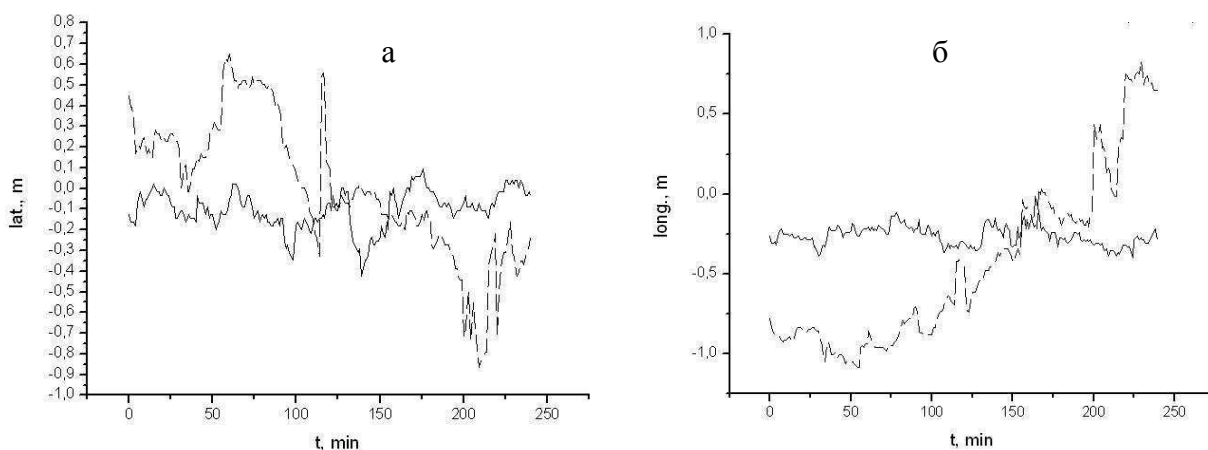


Рис. 2. Временной ход погрешности определения широты (а) и долготы (б) в сеансе 14.02.2011. Обозначения те же, что на рис. 1

Из рис. 1, 2 легко видеть, что планарные координаты определяются одночастотной аппаратурой с гораздо более высокой точностью по сравнению с вертикальной координатой. Это объ-

ясняется тем, что ионосферное и тропосферное запаздывание оказывает гораздо меньшее влияние на определение планарных координат в условиях достаточно полного обзора неба, имеющего место в представляемых экспериментах. Для системы GPS полученные координаты вообще сравнимы по точности со значениями, представленными в геодезической привязке [1]. Ошибка составляет несколько дециметров. Ошибки определения долготы и широты в ГЛОНАСС в несколько раз больше. Кроме того, из рисунков можно видеть наличие общего тренда в определяемых координатах.

К сожалению, проведенное исследование показало, что позиционирование в ГЛОНАСС, представленное сеансом 14.02.2011, нельзя считать типичным. В ряде других сеансов наблюдалось весьма странное поведение во времени определяемых координат. Так на рис. 3 представлен временной ход высоты, определяемой в ГЛОНАСС в сеансе 16.02.2011 с 14 часов 00 минут до 8 часов 00 минут следующих суток. Маркировка кривых аналогична представленным выше графикам.

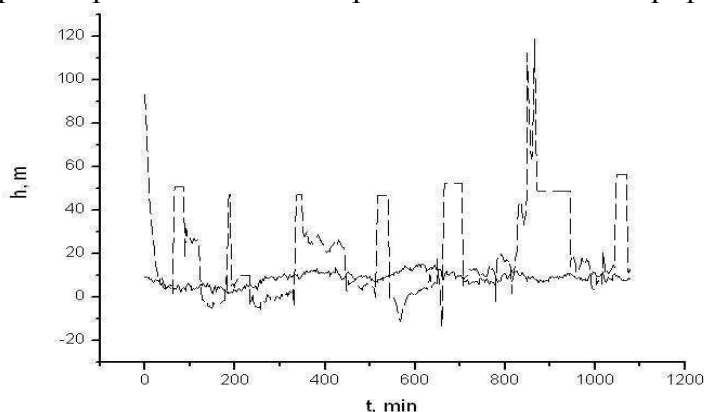


Рис. 3. Временной ход погрешности определения высоты в сеансе 16.02.2011. Обозначения те же, что на рис. 1

Зафиксированные на графике скачки и выбросы свидетельствуют о нестабильности процесса позиционирования. Такая же ситуация наблюдалась и для планарных координат. Как уже отмечалось, аппаратура МНП-МЗ может работать в системе GPS, в системе ГЛОНАСС, а также при совместном их использовании. На рис. 4 представлены временные вариации высоты для сеанса 14.02.2011. Здесь приняты другие обозначения — процесс позиционирования при использовании GPS показан сплошной линией, а при совместном использовании GPS и ГЛОНАСС — пунктирной. Как можно видеть, какого-либо существенного увеличения точности при совместном использовании не наблюдается. Аналогичная картина имела место и во всех других сеансах. Однако следует обратить внимание на интересную особенность — при совместной работе систем скачков и выбросов, характерных для работы только в ГЛОНАСС, не обнаруживается.

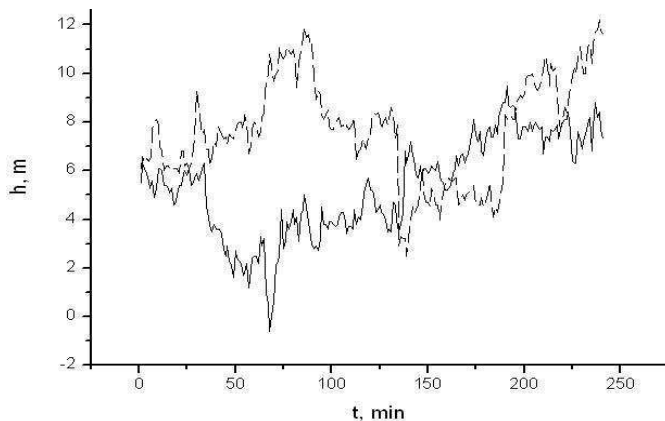


Рис. 4. Временной ход погрешности высоты при использовании только GPS (сплошная линия) и совместном использовании GPS и ГЛОНАСС (пунктир)

Описанные выше результаты экспериментов свидетельствуют о том, что либо сама система ГЛОНАСС в настоящее время не обеспечивает стабильную работу наземной аппаратуры, либо причина кроется в конкретной реализации аппаратуры и её программного обеспечения. В этой связи все дальнейшие эксперименты проводились с использованием только системы GPS.

Оценка эффективности ионосферной и тропосферной коррекции в GPS

Опция включения и отключения ионосферной и тропосферной коррекции в аппаратуре МНП-МЗ позволяет оценить эффективность этих видов коррекции в процессе решения аппаратурой навигационной задачи.

На рис. 5 представлены временные вариации ошибки вертикального позиционирования в сеансе 14.02.2011. Как и ранее, были задействованы два приемника, подключенные к одной антенне. Сплошной линией показан временной ход разности определяемой и истинной высоты

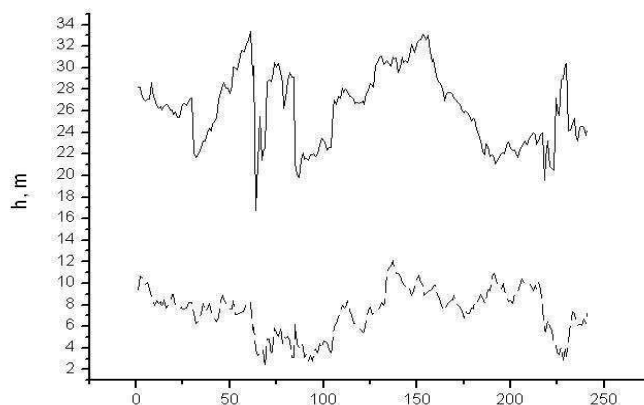


Рис. 5. Влияние ионосферно-тропосферной коррекции на временной ход высоты для сеанса 14.02.2011. Сплошная линия – позиционирование без коррекции, пунктир – с коррекцией

без коррекции, а пунктирная линия отображает этот же ход при включенной коррекции тропосферного и ионосферного запаздывания. В данном сеансе вклады ионосферной и тропосферной коррекции примерно одинаковы. Среднее для данного сеанса значение ошибки высоты уменьшается с 26.3 м до 7.4 м при включении коррекции. Хотя коррекция работает достаточно эффективно, её остаточная ошибка весьма велика и связана с низкой точностью используемой в ней модели Клобучара [2].

Как уже отмечалось выше, роль ионосферной и тропосферной коррекции в определении планарных координат значительно скромнее. На рис. 6 показаны соответствующие кривые для определяемой долготы и широты (приведенные к единицам длины).

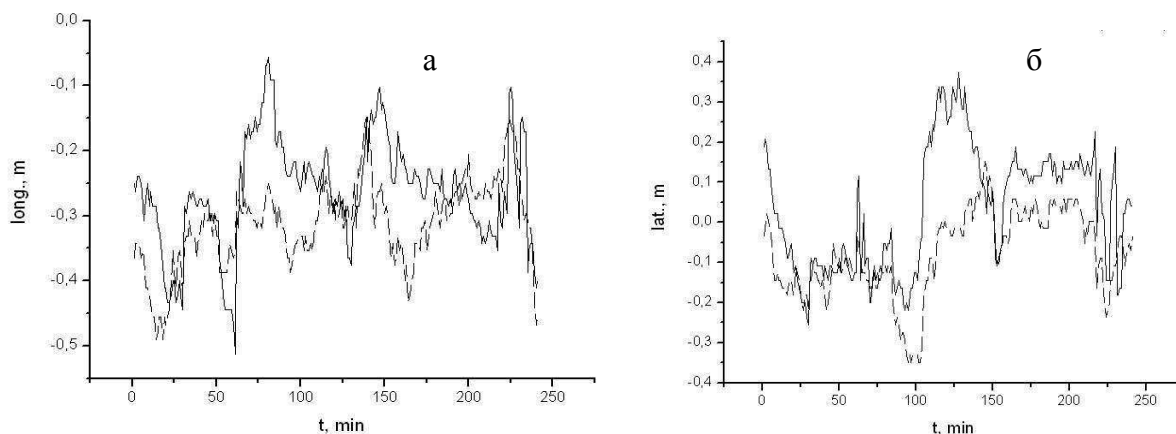


Рис. 6. Временной ход погрешности определения долготы (а) и широты (б) в сеансе 14.02.2011. Обозначения те же, что на рис. 5

Для долготы некорректированная и корректированная ошибки составляют -0.26 м и -0.31 м. Эти значения сопоставимы с объявленной точностью геодезической привязки 0.2 м так, что делать выводы об эффективности коррекции для долготы нельзя.

Как видно из рис. 6 б, для широты имеет место ситуация, аналогичная долготе. Некорректированная и корректированная средняя ошибки здесь составляют 0.03 м и -0.08 м соответственно.

Представленные средние оценки точности позиционирования в горизонтальной плоскости выглядят весьма оптимистично, однако на самом деле не в полной мере отражают реальное положение вещей. Как можно видеть из представленных графиков, дисперсии ошибок для горизонтальных координат довольно большие: среднеквадратичные отклонения составляют десятки сантиметров. Кроме того, описываемый сеанс 14.02.2001 относится к спокойным гео-гелиофизическим условиям. Среди других сеансов были обнаружены случаи, когда и средние ошибки, и стандартные отклонения увеличиваются в разы. В этой связи уместно отметить, что в паспортных данных используемой аппаратуры МНП-МЗ указано, что пределы допустимой инструментальной погрешности при доверительной вероятности 0.95 для измерения координат составляют 15 м.

Интересная особенность была выявлена при анализе ошибок позиционирования в трех последовательных сутках 14, 15 и 16 февраля 2011 года. На рис. 7 показаны вариации высоты в сеансах с 15 до 23 часов местного времени указанных дней. Аппаратура работала в режиме с ионосферной и тропосферной коррекцией так, что регулярный суточный ход полного электронного содержания в основном был исключен, а остаточные вариации следует рассматривать как случайные флуктуации.

Для наглядной визуализации первая из этих кривых смещена вниз на 7 метров, а третья кривая – на 7 метров вверх. Особенность представленных результатов заключается в том, что несмотря на случайный характер вариаций, их временной ход коррелирован во всех трех сутках. Это хорошо наблюдается на рис. 7, а коэффициент корреляции Пирсона между кривыми имеет значение около 0.7 . Разумеется, подобие суточных ходов нельзя отнести на счет повторения вариаций полного электронного содержания или тропосферного запаздывания. Напомним, что регулярные хода были исключены. Объяснение может заключаться только в том, что здесь имеет место влияние многолучевости, характеризующее окружающим ландшафтом. Поскольку конфигурация созвездия наблюдаемых навигационных спутников имеет полусуточный период, а ландшафт не меняется, такое объяснение выглядит разумным.

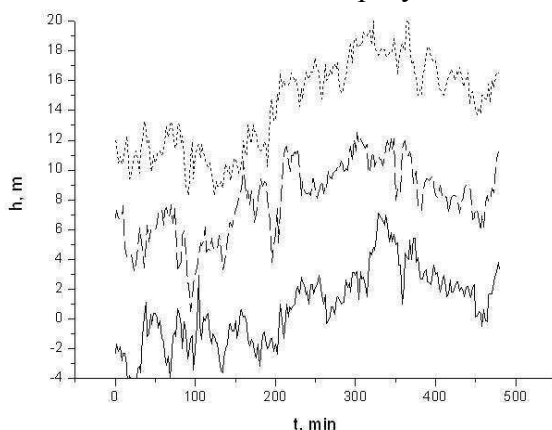


Рис. 7. Временной ход погрешности определения высоты в сеансе 14-16.02.2011:
Сплошной линией – 14.02.2011; пунктир – 15.02.2011; точки – 16.02.2011

Альтернативная интерпретация может быть связана с ошибками эфемерид навигационных спутников при решении навигационной задачи, которые рассчитываются с суточным периодом. Выбор из этих или иных возможных альтернатив может быть сделан на основе планируемых в дальнейшем параллельных измерений в двух наблюдательных пунктах.

Заключение

Сформулируем основные выводы проведенного исследования:

1. Система ГЛОНАСС в настоящее время не обеспечивает в полной мере стабильную работу наземной аппаратуры.
2. Существенного увеличения точности позиционирования при совместном использовании систем ГЛОНАСС и GPS не наблюдается.
3. Коррекция тропосферного и ионосферного запаздывания в системе GPS работает недостаточно эффективно из-за низкой точности используемой в ней модели полного электронного содержания Клобучара.

ЛИТЕРАТУРА

1. О выполнении геодезических работ по определению координат GPS антенн // Технический отчет. - Иркутск, ООО «Землеустроитель», 2006.
2. **Klobuchar J.A.** Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users // IEEE Transactions on Aerospace and Electronics System, v.23, № 3, 1986.

COMPARISON OF PRECISION POSITIONING EQUIPMENT SINGLE-GLONASS AND GPS

Bylinin K.E., Gorbachev O.A., Ivanov V.B., Khazanov D.V.

Experimental study of accuracy of positioning systems GLONASS / GPS using a single frequency equipment MNP-M3 production Izhevsk Radio Plant. It is shown that the GLONASS system does not always guarantee the stable operation of ground equipment, and in the GPS ionospheric and tropospheric corrections made with insufficient efficiency.

Key words: satellite radio navigation, ionosphere, troposphere, single-frequency equipment.

Сведения об авторах

Былинин Константин Евгеньевич, 1957 г.р., окончил ВПУ КГБ СССР (1981), ведущий инженер кафедры АРЭО Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 5 научных работ, область научных интересов – наземные радионавигационные системы.

Горбачёв Олег Анатольевич, 1959 г.р., окончил ИГУ (1982), доктор технических наук, доцент, директор Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 45 научных работ, область научных интересов – радионавигация.

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

Хазанов Дмитрий Владимирович, 1954 г.р., окончил ИГУ (1976), кандидат физико-математических наук, заведующий кафедрой ЕНД Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 43 научных работ, область научных интересов – физика ионосферной плазмы.

УДК 629.735:002

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ АНАЛИЗА НАДЕЖНОСТИ СРЕДСТВ РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ И АВИАЦИОННОЙ ЭЛЕКТРОСВЯЗИ

А.А. АПАНАСОВ**Статья представлена доктором технических наук, профессором Нечаевым Е.Е.**

Рассматривается необходимость применения информационных технологий для анализа надежности технических средств радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи (РТОП и АЭС). Приводится описание текущего состояния информационных систем в организационных структурах России.

Ключевые слова: радиотехническое обеспечение полетов (РТОП), аэронавигационная система, информационные технологии.

1. Введение

Базовой структурой комплекса средств аэронавигационного обслуживания в Российской Федерации является Единая система организации воздушного движения (ЕС ОрВД), предназначенная для обеспечения безопасного, экономичного, регулярного воздушного движения и другой деятельности по использованию воздушного пространства Российской Федерации в интересах граждан, экономики, обороны и безопасности государства. Структурно в состав ЕС ОрВД входит 80 центров по организации воздушного движения, включая 1 Главный центр (ГЦ), 7 зональных, 54 районных (из них 18 с правами планирования) и 18 вспомогательных районных центров, а это – более 25 тыс. специалистов, осуществляющих обслуживание воздушного движения.

Для преобразования существующей ЕС ОрВД была разработана и одобрена Правительством Российской Федерации «Концепция создания и развития аэронавигационной системы России» и План ее реализации до 2025 года, в которую входят следующие этапы:

- переработка нормативных правовых документов в сфере аэронавигации;
- реализация потенциальных возможностей существующих технических средств и технологий;
- обеспечение перехода от традиционных к перспективным наземным, бортовым и спутниковым средствам и системам: связи, навигации, наблюдения; поиска и спасания; аэронавигационной информации; метеорологического обслуживания аэронавигации;
- внедрение новых технологий ОрВД в отдельных районах Российской Федерации;
- полный переход к перспективным техническим средствам и технологиям, обеспечение автоматизированного взаимодействия всех основных функциональных компонентов аэронавигационной системы;
- создание интегрированной системы обеспечения безопасности воздушного движения на базе наземных и бортовых средств обнаружения и разрешения конфликтных ситуаций.

Аэронавигационное обслуживание в части предоставления аэронавигационной информации осуществляется в целях организации потока своевременных, достоверных аэронавигационных данных, необходимых для обеспечения безопасности и эффективности воздушной навигации. Служба аэронавигационной информации (АНИ) состоит из органов аэронавигационной информации и имеет трехуровневую структуру, включающую в себя на федеральном, региональном и местном уровнях подразделения АНИ Росаэронавигации, ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», ФГУП «ЦАИ», ФГУП «ГосНИИ «Аэронавигация», органы АНИ государственной и экспериментальной авиации, территориальные подразделения АНИ Росавиации и филиалов

ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», органы АНИ объединений государственных авиационных формирований, а также – органы АНИ аэродромов и аэропортов.

Радиотехническое обеспечение полетов (РТОП) и авиационная электросвязь представляют собой техническую основу для выполнения целей и задач ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», определенных в уставе предприятия. В филиалах предприятия эксплуатируется более 20000 средств РТОП и авиационной электросвязи, составляющих более 90% имущества предприятия, надежное функционирование которых обеспечивают около 9 тыс. инженерно-технических работников.

Согласно перечням технических средств аэронавигационного назначения ФГУП "Госкорпорация по ОрВД" в настоящее время большая часть установленного эксплуатируемого оборудования в филиалах по всей России была разработана в 1970...1980 гг. Это оборудование либо уже выработало свой ресурс и находится на этапе продления его эксплуатации, либо приближается к завершению срока своей службы. Использование оборудования, почти выработавшего свой ресурс, может оказать влияние на своевременность, качество и доступность информации, необходимой для организации воздушного движения. В филиалах Госкорпорации по ОрВД постоянно проводятся работы по введению в эксплуатацию новых и модернизации действующих средств РТОП и связи, внедряется в эксплуатацию современное оборудование.

Учитывая количество эксплуатируемого в России оборудования, возникает необходимость контроля его состояния, изменения рабочих характеристик, произошедших сбоях для принятия соответствующих своевременных решений.

2. Состояние информационных систем в области аэронавигации

В настоящее время в органах аэронавигационной информации используются следующие информационные системы:

Система по сертификации объектов РТОП и АЭС (ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»). Система выполнена в виде базы данных и Web-интерфейса. База данных содержит в себе перечень объектов РТОП и АЭС, а также информацию по их сертификации и прохождению летных проверок. Система не содержит информацию по отказам/неисправностям технических средств, расположенных на объектах РТОП и АЭС, и не предназначена для проведения какого-либо анализа имеющейся информации.

Центральный банк данных (ЦБД) (ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»). ЦБД осуществляет информационное обеспечение процессов планирования использования воздушного пространства, организации потоков и учета аэронавигационного обслуживания в воздушном пространстве Российской Федерации. Структура базы данных ЦБД представлена на рис. 1. Структурно ЦБД состоит из следующих подразделений:

- отдел обеспечения аэронавигационной информацией;
- отдел ведения справочных данных и метеорологической информации.

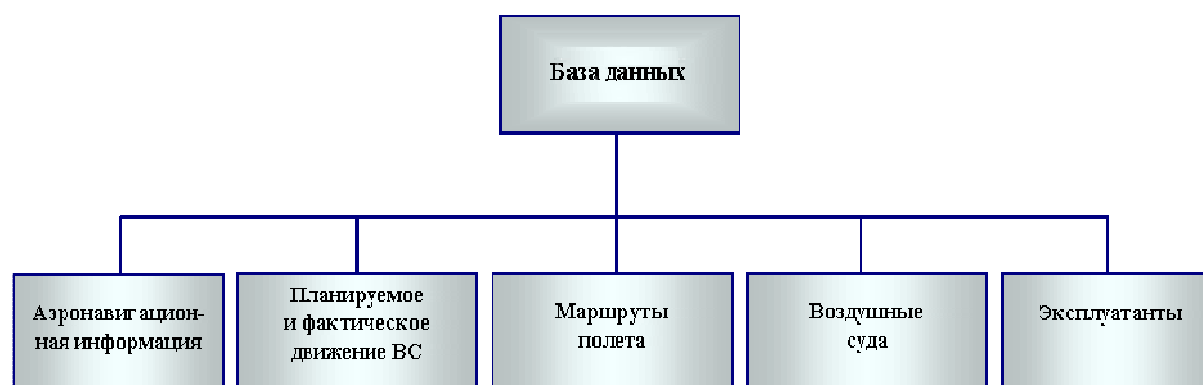


Рис. 1. Структура базы данных

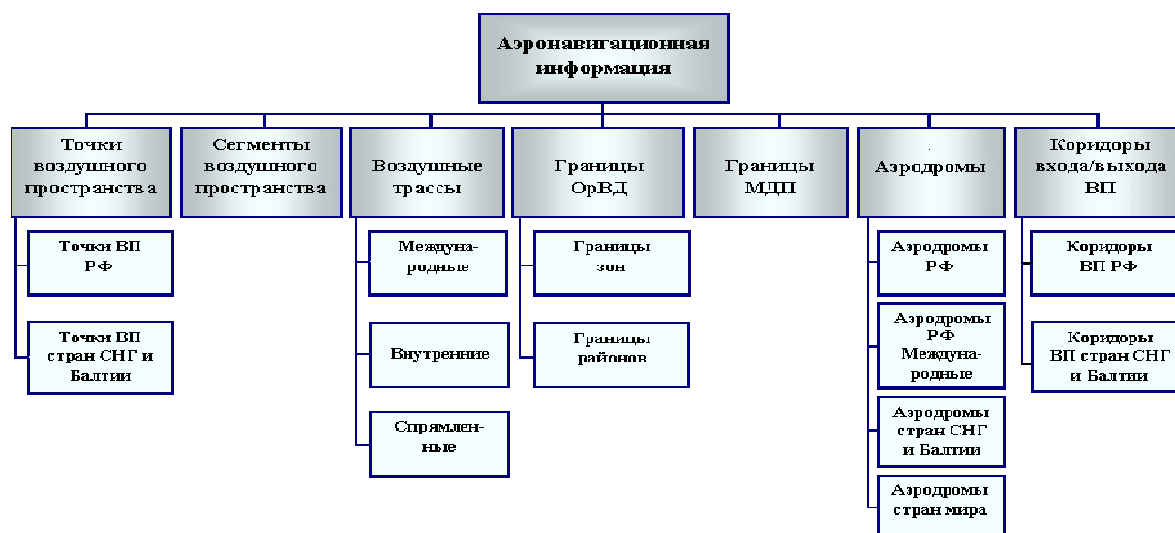


Рис. 2. Аэронавигационная информация ЦБД

Аэронавигационная информация содержит данные о 28500 точках воздушного пространства РФ и прилегающих государств; 24243 сегментах (участках) воздушного пространства; 50000 воздушных трассах, местных воздушных линиях, спрявленных воздушных трассах; маршрутах движения воздушных судов в районах аэропортов и аэроузлов 6200; границах зон и районов ЕС ОрВД (ЗЦ, ВЗЦ, РЦ, ВРЦ); границах МДП, ВМДП РФ; границах секторов ОВД и схемах их функционирования; границах районов аэропортов и аэроузлов РФ; аэродромах с их характеристиками; коридорах входа и выхода в воздушное пространство РФ; ограничениях (НОТАМ) всего мира. На рис. 2 показана информация в ЦБД, охватывающая всю аэронавигационную систему России.

База данных аэронавигационной информации (ФГУП «ЦАИ»). Данная база данных содержит текстовую и графическую информацию по аэронавигационным объектам:

- аэропорты, аэродромы, вертодромы;
- маршруты и их участки;
- процедуры взлета/захода на посадку;
- технические средства на маршрутах и объектах.

Эта информация используется для формирования справочников аэронавигационной информации (AIP).

Информационно-аналитическая система мониторинга лётной годности воздушных судов (ИАС МЛГ ВС) (ФГУП ГосНИИ ГА). ИАС МЛГ ВС - совокупность нормативно-технической базы, аппаратно-программных средств и алгоритмов обработки информационных потоков, связанных с жизненным циклом ВС и его компонентов, обеспечивающих непрерывный контроль и анализ лётной годности ВС в рамках единого информационного пространства государственного контроля разработки, производства, поставки и эксплуатации АТ.

ИАС МЛГ ВС входит в состав средств системы эксплуатации авиационной техники (АТ) и в полной мере отвечающая этим требованиям, обеспечивая функции информационного сопровождения процессов эксплуатации ВС:

- автоматизированный мониторинг ЛГ ВС;
- анализ лётно-технических характеристик ВС;
- анализ технического состояния ВС;
- анализ хода процессов эксплуатации АТ и их результатов;
- формирование решений о корректирующих действиях, направленных на поддержание лётной годности ВС;
- нормативно-методическое обеспечение процессов эксплуатации АТ;

- автоматизированное генерирование необходимых отчетов и документации.

В зависимости от сфер деятельности субъектов ИАС МЛГ ВС обеспечивает функции информационного сопровождения присущих им процессов.

Однако эта система не содержит информацию по отказам/неисправностям технических средств, расположенных на объектах РТОП и АЭС, и не предназначена для проведения какого-либо анализа имеющейся информации.

European Aeronautical Information Service (AIS) Database (EAD) (Евроконтроль). EAD является централизованной базой данных ведения качественной аэронавигационной информации (АНИ) для пользователей воздушного пространства и комплексного решения предоставления АНИ для поставщиков услуг для членов Евроконтроля. EAD охватывает следующие типы АНИ:

- NOTAM, SNOWTAM и ASHTAM;
- информацию по аэродромам, включая все процедуры и препятствия;
- информацию по воздушным пространствам, маршрутам, навигационному оборудованию;
- информацию по организациям, уполномоченным органам и подразделениям.

Информационные системы в области аэронавигации стремительно развиваются, однако основное направление этого развития – сбор, обобщение и предоставление аэронавигационной информации. Область, охватываемая этими системами, не затрагивает информацию по отказам и неисправностям, по каким-либо объектам или техническим средствам, не говоря уже о ее анализе.

3. Необходимость использования современных информационных технологий

Современные информационные системы организационного управления предназначены оказывать помощь специалистам, руководителям, принимающим решения, в получении ими своевременной, достоверной информации, создании условий для организации автоматизированных процессов управления, что достигается переходом на новые информационные технологии. Информационная технология - это технология, которая основывается на применении компьютеров, активном участии пользователей (непрофессионалов в области программирования) в информационном процессе, высоком уровне дружественного пользовательского интерфейса, широком использовании пакетов прикладных программ общего и проблемного назначения, возможности для пользователя доступа к удаленным базам данных и программам, благодаря компьютерным сетям.

Внедрение современных информационных систем позволяет повысить надежность работы оборудования, качество обрабатываемой информации, снизить трудозатраты на техническое обслуживание и ремонт, что позволит автоматизировать следующие задачи:

- сбор, учет, обобщение и анализ информации по объектам и средствам радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи;
- ввод и хранение информации о текущем состоянии и паспортных данных объектов и средств РТОП и связи с учетом иерархической структуры этих объектов и их местонахождения;
- хранение полной базы данных по изменениям, происходящим с объектами и техническими средствами РТОП и связи;
- формирование отчета о состоянии объектов и технических средств РТОП и связи с выборкой по критериям, заявленным пользователями.

Учитывая тип обрабатываемой информации и необходимость своевременного доступа к ней, данная система должна также обеспечивать:

- функционирование программных и технических средств в круглосуточном режиме;
- возможность модернизации программного обеспечения без модернизации аппаратной части;
- защиту от некорректных действий пользователя.

В настоящее время информация по техническим средствам на объектах РТОП и АЭС имеется в филиалах ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Эта информация формируется ежегодно

в виде электронных таблиц-отчетов Microsoft Excel. Подобный метод хранения информации не удовлетворяет современным требованиям по безопасности и имеет ряд недостатков, таких как: неудобство поиска необходимой информации, отсутствие контроля целостности информации, отсутствие разграничения ответственности по информации и т.д.

В процессе анализа данных отчетов было выявлено следующее:

- неоднозначность в наименовании органов организационной структуры (Центры ОВД, отделения Центра ОВД);
- неоднозначность в наименовании мест установки объектов РТОП и АЭС;
- неоднозначность в наименовании объектов РТОП и АЭС.

Поэтому предлагается использовать современный опыт в применении информационных технологий в различных сферах деятельности человека для анализа надежности технических средств РТОП и АЭС. В отчетах имеется следующая информация, необходимая для проведения анализа надежности эксплуатируемых технических средств:

- количество отказов/неисправностей за отчетный год;
- наработка с начала эксплуатационного периода;
- наработка за отчетный год.

4. Заключение

В настоящее время на основе применения персональных компьютеров создаются и успешно функционируют локальные и многоуровневые вычислительные сети, представляющие собой интегрированные компьютерные системы обработки данных. Интегрированные системы данных проектируются как сложный информационно-технологический и программный комплекс, поддерживающий единый способ представления данных, единый способ взаимодействия пользователей с компонентами системы и решающий информационные и вычислительные потребности специалистов в их профессиональной работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сайт <http://www.mlgvs.ru/ias.html>.
2. Сайт <http://www.eurocontrol.int/>.
3. Концепция создания и развития аэронавигационной системы России (Протокол заседания Правительства Российской Федерации № 35 от 04.10.2006 г.).
4. План научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ Федеральной аэронавигационной службы на 2009 год.

PERSPECTIVES THE USE OF MODERN INFORMATION SYSTEMS TO ANALYZE THE RELIABILITY RESOURCES RADIOTECHNICAL PROVISION AND AVIATION TELECOMMUNICATION

Apanasov A.A.

Discusses the need for application of information technology to the reliability resources radio technical provision and aviation telecommunication. Describes the current state of information systems in the organizational structures of Russia.

Key words: radio technical provision and aviation telecommunication, air navigation system, information technology.

Сведения об авторе

Апанасов Ахмед Анатольевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов - информационные технологии, аэронавигация.

УДК 656.7.071.13:519.234

АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ СИСТЕМЫ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ КОЛМОГОРОВА ДЛЯ ОШИБОК ПИЛОТА ПЕРВОГО И ВТОРОГО РОДА

В.А. БОРСОВЕВ, А.М. ЛЕБЕДЕВ, С.М. СТЕПАНОВ

В статье предложено аналитическое и графическое решение системы дифференциальных уравнений для ошибок пилота первого и второго рода.

Ключевые слова: ошибки операторов, система дифференциальных уравнений.

Первая область при $0 \leq t \leq \tau$, при этом $1(t-\tau) = 0$, $P_N(0) = 1$, остальные начальные условия нулевые. Вторая область при $t > \tau$, при этом $1(t-\tau) = 1$

Начальными условиями будут переменные при $t = \tau$

Решение системы для первой области определения

Для этой области система примет вид (2), размеченный граф состояний приведен на рис. 1.

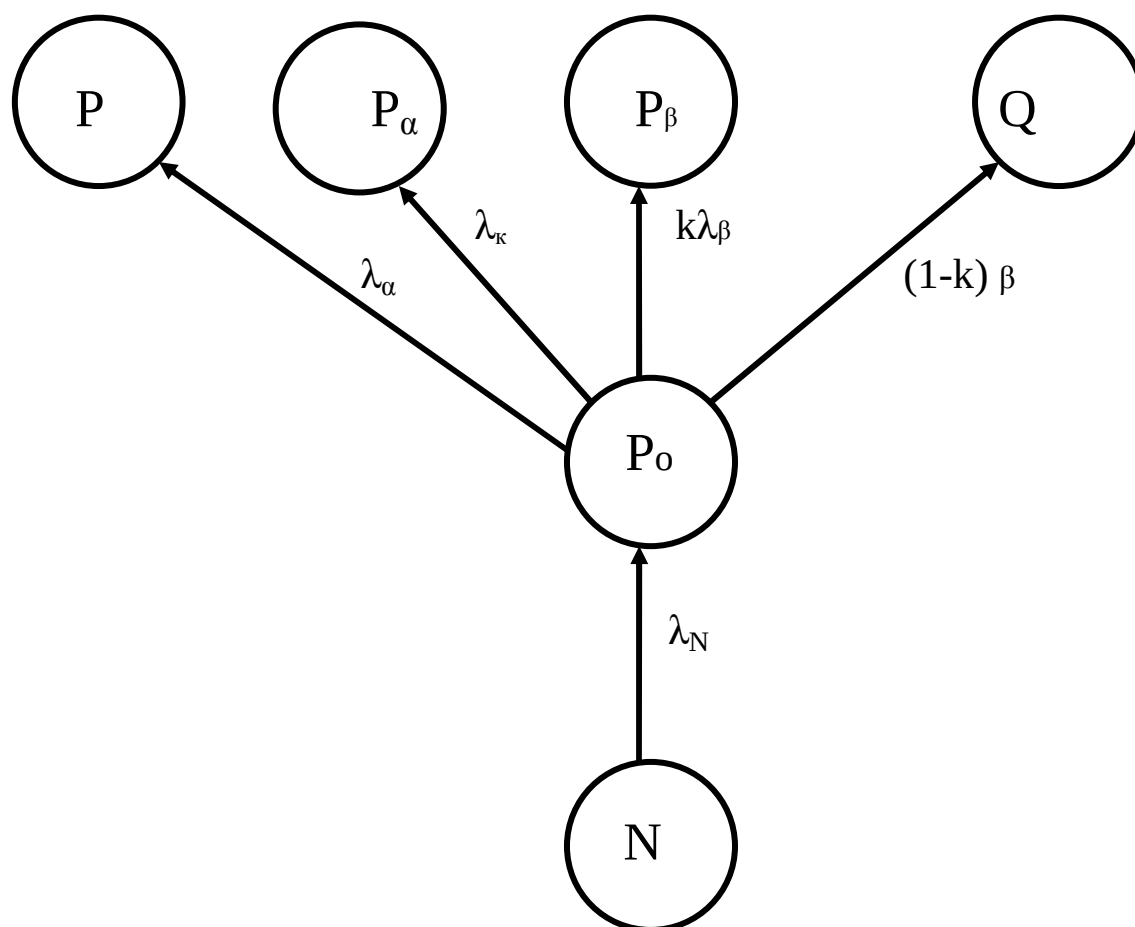


Рис. 1. Размеченный граф состояний для области $t \leq \tau$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dP_o}{dt} = -(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k) P_o + \lambda_N P_N \\ \frac{dP_\alpha}{dt} = \lambda_\alpha P_o \\ \frac{dP_\beta}{dt} = k\lambda_\beta P_o \\ \frac{dP}{dt} = \lambda_k P_o \\ \frac{dQ}{dt} = (1-k)\lambda_\beta P_o \\ \frac{dP_n}{dt} = -\lambda_N P_N \end{array} \right. \quad (1)$$

где $P_o(0) = P_\alpha(0) = P_\beta(0) = P(0) = Q(0) = 0$; $P_N(0) = 1$.

Последнее уравнение системы можно решить методом разделения переменных

$$\frac{dP_n}{dt} = -\lambda_N dt; \quad \ln P_N = -\lambda_N t + C; \quad P_N = ce^{-\lambda_N t}.$$

Исходя из начального условия $P_N(0) = 1$ определяется постоянная интегрирования

$$P_N(0) = ce^{-0}; \quad C = P_N(0) = 1 \Rightarrow C = 1.$$

Окончательно $P_N(t) = e^{-\lambda_N t}$, при $t \leq \tau$.

$$P_N(t) = e^{-\lambda_N t}. \quad (2)$$

Решение первого уравнения системы P_o можно получить как решение дифференциального уравнения первого порядка с правой частью специального вида

$$\begin{aligned} \frac{dP_o}{dt} &= -(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k) P_o + \lambda_N * e^{-\lambda_N t}; \\ \frac{dP_o}{dt} + (\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k) P_o &= 0. \end{aligned}$$

Общее решение дифференциального уравнения

$$P_o(t) = ce^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t}.$$

По принципу суперпозиции решение дифференциального уравнения есть сумма общего решения с частным решением.

Частное решение ищется в виде

$$P_o^* = Ae^{-\lambda_N t}, \quad \text{где } A = \text{const.}$$

Подставляем его в исходное уравнение

$$\begin{aligned} -\lambda_N Ae^{-\lambda_N t} + (\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k) Ae^{-\lambda_N t} &= Ae^{-\lambda_N t} \Rightarrow \\ A(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N) &= \lambda_N; \quad A = \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N}. \end{aligned}$$

Таким образом, общее решение

$$P_o(0) = ce^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} + \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} e^{-\lambda_N t} = 0.$$

Постоянная С определяется из начального условия

$$P_o(0) = c + \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} (e^{-\lambda_N t} - e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t}) \Rightarrow c = \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N}.$$

Частное решение будет иметь вид

$$P_o(t) = \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} (e^{-\lambda_N t} - e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t}). \quad (3)$$

Далее рассматривается уравнение

$$\frac{dP}{dt} = \lambda_K P_o(t);$$

$$\frac{dP}{dt} = \frac{\lambda_N \lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} (e^{-\lambda_N t} - e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t});$$

$$P = \frac{\lambda_N \lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \int (e^{-\lambda_N t} - e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t}) dt + c;$$

$$P(t) = \frac{\lambda_N \lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} * \left(\frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + c.$$

По начальному условию подбирается постоянная интегрирования.

$$C + \frac{\lambda_N \lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} * \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} - \frac{1}{\lambda_N} \right) = 0;$$

$$C = \frac{\lambda_N \lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_N} - \frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} \right) = \frac{\lambda_N \lambda_K (\lambda_\alpha + \lambda_\beta - \lambda_N)}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N) \lambda_N (\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)} = \frac{\lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}.$$

Окончательно

$$P(t) = \frac{\lambda_N \lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} * \left(\frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + \frac{\lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}.$$

По аналогии можно записать решение для $P_\alpha(t)$, $P_\beta(t)$, $Q(t)$

$$\begin{aligned} \frac{dP_\alpha}{dt} &= P_o(t) \lambda_\alpha & P_\alpha &= \lambda_\alpha \int P_o(t) dt = \frac{\lambda_N \lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \int (e^{-\lambda_N t} - e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t}) dt + c = \\ &= \frac{\lambda_N \lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + c; \end{aligned}$$

$$C + \frac{\lambda_N \lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_N} - \frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} \right) = \frac{\lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k};$$

$$P_\alpha(t) = \frac{\lambda_N \lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + \frac{\lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}. \quad (4)$$

Следующее уравнение

$$\frac{dP_\beta}{dt} = k \lambda_\beta P_\alpha; \quad P_\beta = k \lambda_\beta \int P_\alpha(t) dt + c;$$

$$P_\beta = \frac{k \lambda_\beta \lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + c;$$

$$P_\beta(0) = 0 = \frac{k \lambda_\beta \lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} - \frac{1}{\lambda_N} \right) + c;$$

$$C = \frac{k \lambda_\beta \lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_N} - \frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} \right) = \frac{k \lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}.$$

Окончательно

$$P_\beta(t) = \frac{k \lambda_\beta \lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + \frac{k \lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}. \quad (5)$$

Следующее уравнение

$$\frac{dQ}{dt} = (1-k) \lambda_\beta P_\alpha$$

Решение можно записать по аналогии

$$Q(t) = \frac{(1-k) \lambda_\beta \lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} \left(\frac{1}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} e^{-(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k)t} - \frac{1}{\lambda_N} e^{-\lambda_N t} \right) + \frac{(1-k) \lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}. \quad (6)$$

Учитывая то, что должно выполняться условие

$$P(t) + P_\alpha(t) + P_\beta(t) + Q(t) + P_0(t) + P_N(t) = 1.$$

Для проверки надо сгруппировать выражения, содержащие одни и те же экспоненты. Суммированные члены по столбцам

$$1. \frac{\lambda_k}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} + \frac{\lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} + \frac{k \lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} + \frac{(1-k) \lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} = \frac{\lambda_\alpha + \lambda_k + k \lambda_\beta + \lambda_\beta - k \lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} = \frac{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k} = 1;$$

$$\begin{aligned}
2. \quad & \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} - \frac{\lambda_K}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} - \frac{\lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} - \frac{k\lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} - \\
& \frac{(1-k)\lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} + 1 = \frac{\lambda_N - \lambda_K - \lambda_\alpha - k\lambda_\beta - \lambda_\beta + k\lambda_\beta}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} + 1 = 1 - \frac{(\lambda_\alpha + \lambda_K - \lambda_N)}{(\lambda_\alpha + \lambda_K + \lambda_\beta - \lambda_N)\lambda_N} = 1 - 1 = 0. \\
3. \quad & \frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} + \frac{\lambda_N \lambda_K}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)} + \\
& + \frac{\lambda_N \lambda_\alpha}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)} + \frac{k\lambda_\beta \lambda_N}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)} + \\
& + \frac{(1-k)\lambda_\beta \lambda_N}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)} = -\frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} + \frac{\lambda_N}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)} (\lambda_K + \lambda_\alpha + k\lambda_\beta + \lambda_\beta - k\lambda_\beta) = \\
& = -\frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} + \frac{\lambda_N(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_K)} = -\frac{\lambda_N}{\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N} + \frac{\lambda_N}{(\lambda_\alpha + \lambda_\beta + \lambda_k - \lambda_N)} = 0.
\end{aligned}$$

Таким образом, верификация успешно проведена.

Как было отмечено выше, решение системы (1) в аналитической форме затруднительно. К этой же системе сводится система (3) при рассмотрении области $t > \tau$. Для сохранения аналитического подхода можно сделать еще одно допущение о том, что заявки на выполнение команд управления не поступают, т.е. $\lambda_\alpha = \lambda_\beta = \lambda_K = \lambda_N = 0$.

Тогда система примет вид

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dP_0}{dt} &= + \mu_\alpha P_\alpha + \mu_\beta P_\beta + \mu_K P_K \\ \frac{dP_\alpha}{dt} &= - \mu_\alpha P_\alpha \\ \frac{dP_\beta}{dt} &= - \mu_\beta P_\beta \\ \frac{dP}{dt} &= - \mu_K P \\ \frac{dQ}{dt} &= 0 \\ \frac{dP_n}{dt} &= \mu_K P \end{aligned} \right.$$

$$P_N(0) = P_N(\tau) \quad P_\alpha(0) = P_\alpha(\tau) \quad P_\beta(0) = P_\beta(\tau) \quad P(0) = P(\tau) \quad Q(0) = Q(\tau) \quad P_0(0) = P_0(\tau).$$

Выбран новый отчет начала времени.

Решение для второго уравнения

$$\frac{dP_\alpha}{dt} = -\mu_\alpha P_\alpha ; \quad P_\alpha(\tau) = ce^{-\mu_\alpha \tau} ; \quad P_\alpha(0) = C = P_\alpha(\tau);$$

$$P_\alpha(t) = P_\alpha(\tau) e^{-\mu_\alpha t};$$

$$\frac{dP_\beta}{dt} = -\mu_\beta P_\beta = P_\beta ce^{-\mu_\beta t} ; \quad P_\beta(0) = P_\beta(\tau) = C \Rightarrow$$

$$P_\beta(t) = P_\beta(\tau) e^{-\mu_\beta t}.$$

Следующее уравнение

$$\frac{dP}{dt} = -\mu_k P ; \quad P = ce^{-\mu_k t} ; \quad P(t) = P(\tau) e^{-\mu_k t};$$

$$\frac{dQ}{dt} = 0 \Rightarrow Q = \text{const}, \text{ т.е. } Q = Q(t).$$

Последнее уравнение

$$\frac{dP_N}{dt} = \mu_k P ; \quad \frac{dP_N}{dt} = \mu_k P(\tau) e^{-\mu_k t};$$

$$dP_N = \mu_k P(\tau) \int e^{-\mu_k t} + C;$$

$$P_N = -P(\tau) e^{-\mu_k t} + C;$$

$$P_N(0) = P_N(\tau) = -P(\tau) e^{-\mu_k \cdot 0} + C ; \quad P_N(\tau) = -P(\tau) + C;$$

$$C = P_N(\tau) + P(\tau);$$

$$P_N(t) = P_N(\tau) + P(\tau)(1 - e^{-\mu_k t}).$$

Таким образом по данным решения можно построить графики решения, достоверные для моментов времени от τ до $\tau + 1/\lambda_k$, т.е. на интервале математического ожидания времени поступления команд.

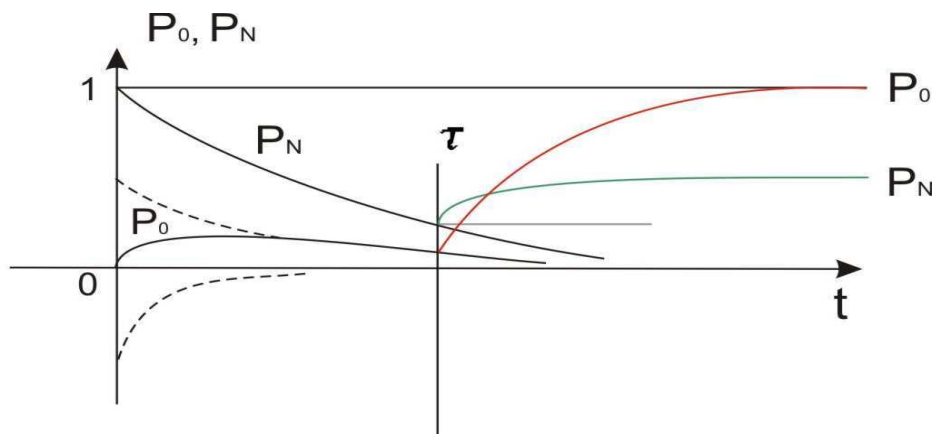


Рис. 2. График изменения вероятности по времени:

P_0 – необходимость выполнения операции (команды);

P_N – полет нормальный, нет необходимости выполнения операции

Выводы

Определены финальные вероятности состояний для предложенной матмодели. Получены аналитические и графические решения системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Вентцель Е.С.** Теория вероятностей. – М.: Наука, 1964.
2. **Меденков А.А.** Актуальные проблемы авиационной эргономики // Проблемы психологии и эргономики. - 2005. - Вып. 3.
3. **Носов Н.А.** Ошибки пилота: психологические причины. - М.: Транспорт, 1990.
4. **Александровская Л.Н., Круглов А.Г., Кузнецов А.Г. и др.** Теоретические основы испытаний и экспериментальная обработка сложных технических систем и др. – М.: Высшая школа, 2002.

ANALYTICAL SOLUTION OF KOLMOGOROV DIFFERENTIAL EQUATIONS FOR PILOT'S MISTAKES OF TYPE 1 AND TYPE 2**Borsoev V.A., Lebedev A.M., Stepanov S.M.**

The article presents analytical and graphic solution of differential equations system for pilot's mistakes of type 1 and type 2.

Key words: operator errors, differential equation system.

Сведения об авторах

Борсоев Владимир Александрович, 1949 г.р., окончил КИИГА (1976), доктор технических наук, профессор СибГАУ, автор более 140 научных работ, область научных интересов - навигационное обеспечение полетов и управление воздушными судами.

Лебедев Алексей Михайлович, 1947 г.р., окончил КАИ (1971), доктор технических наук, доцент УВАУ ГА(И), автор более 80 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, математическое моделирование испытаний.

Степанов Сергей Михайлович, 1959 г.р., окончил РКИИ ГА (1982), доцент кафедры АТ УВАУ ГА(И), автор более 50 научных работ, область научных интересов – система качества, управление, подготовка и управление персоналом.

УДК 656.7.071.13:519.234

КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ ОШИБОК ПЕРВОГО И ВТОРОГО РОДА, СОВЕРШАЕМЫХ ЭКИПАЖЕМ ВС В ПОЛЕТЕ

В.А. БОРСОВ, А.М. ЛЕБЕДЕВ, С.М. СТЕПАНОВ

В статье рассмотрен подход к выбору количественной оценки вероятности ошибок первого и второго рода, совершаемых экипажем ВС в полете.

Ключевые слова: количественная оценка, ошибочная операция.

Развитие современной авиационной техники и всей авиационно-транспортной системы существенно изменило содержание труда летного состава при подготовке и выполнении полета. Новые средства автоматизации управления самолетом, навигации и контроля работы функциональных систем берут на себя исполнение многих рутинных операций в пилотировании самолета. Высокотехнологичные кабины экипажа требуют меньшей физической рабочей нагрузки, однако предъявляют повышенные требования к проявлению познавательных способностей человека, умению вести контроль и принимать решения в нестандартных условиях полета. Сложность современной авиационной техники, обслуживания и управления ВС, наличие многообразных взаимосвязей между различными службами и экипажем при подготовке и выполнении полета выдвигают при решении проблемы безопасности и эффективности летной эксплуатации в качестве неопременного условия системный подход, учитывающий взаимосвязь компонентов системы "экипаж - ВС" во взаимодействии с другими системами (службами) и внесистемными факторами.

Анализ авиационных происшествий и серьезных инцидентов показывает, что отсутствие глубокого понимания законов аэродинамики, принципов построения и работы функциональных систем зачастую создает затруднения в распознавании ситуации и принятии адекватных решений по парированию особых ситуаций в полете.

Ошибки могут быть связаны с любым элементом структуры деятельности, в связи с чем необходим тщательный анализ каждого структурного элемента с присущими ему особенностями и потенциальными рисками ошибочных действий.

Как показано в работе [3], к числу эффекторных ошибок авиационных специалистов относятся неправильные или несвоевременные действия, а также отсутствие необходимых действий. Этому, как правило, предшествуют перцептивные, мнемические или мыслительные ошибки. Структура деятельности летных экипажей содержит такие принципиальные составляющие, как пилотирование, навигация, управление системами и оборудованием, связь с землей и другими самолетами, а также взаимодействие между членами экипажа.

Предлагалась следующая классификация аспектов деятельности пилота:

процедурная деятельность, связанная с двигательными навыками, - управление силовой установкой, выработкой топлива, конфигурацией воздушного судна, автопилотом, индикаторами, навигацией и связью;

сенсорно-моторная деятельность - выдерживание расстояния, скорости, высоты; пролет препятствий; пространственная ориентация и коррекция пространственного положения летательного аппарата;

деятельность, связанная с принятием решений, - самооценка навыков, знаний, физических и психологических возможностей, оценка возможностей бортовых и наземных систем, оценка опасных ситуаций и разработка путей их преодоления, навигационное планирование, корректировка установленной последовательности действий.

Исходя из материалов анализа опыта летной эксплуатации современных воздушных судов, можно выделить такие разновидности ошибок членов экипажей:

неправильное восприятие информации об объекте управления и условий среды (ошибочное считывание показаний приборов, искаженное понимание процессов, происходящих в системах автоматики);

неправильное определение очередности действий в соответствии с критериями важности и срочности; отвлечение внимания на второстепенные явления при внезапных изменениях ситуации в полете;

неправильная оценка ситуации и принятие неправильного решения из-за ошибочного анализа информации, неумения эффективно сотрудничать в составе экипажа, нехватки знаний и опыта, недостаточной подготовки к полету, избыточного доверия к автоматике;

ошибки членов экипажа в реализации принятого решения (например, ошибки при работе с оборудованием кабины) и в контроле результатов собственных действий;

нарушение режима полетов, эксплуатационных ограничений из-за недостатка знаний и опыта, неосведомленности и других причин.

В материалах по безопасности полетов приводятся разнообразные сведения о наиболее распространенных ошибках пилотов.

Для самолетов, не оснащенных современными средствами автоматизации пилотирования, относительно распространенными ошибками являются, в частности, неверное определение скорости, расстояния, высоты; невыдерживание необходимой скорости полета; неправильное выравнивание; посадка без выравнивания; подлет после касания взлетно-посадочной полосы («козленке»); невыдерживание направления во время разбега или пробега; посадка на другую полосу; задержка при заходе на второй круг или при прекращении взлета и т. д. В основе подобных ошибок главным образом лежат: недостаточно сформированные или потерянные отдельные летные навыки, недостаточная психофизиологическая подготовка к полету, снижение внимания, ухудшение показателей психомоторики, переутомление [2].

Что же касается современных самолетов с высоким уровнем автоматизации пилотирования, то их летная эксплуатация отмечается ростом риска ошибок, существенно отличающихся от упомянутых выше и связанных преимущественно с особенностями взаимодействия человека со сложным бортовым оборудованием, которое можно представить в виде размеченного графа (рис. 1).

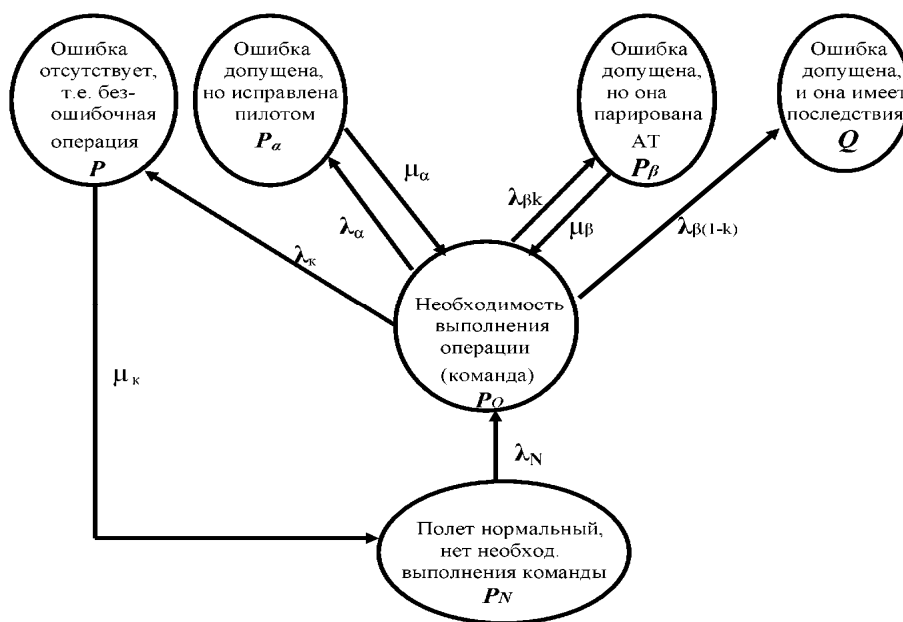


Рис. 1. Размеченный граф

По приведенному на рис. 1 размеченному графу систему дифференциальных уравнений состояний можно составить по правилу Колмогорова, приведенного в [1].

Эта система имеет вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dP_0}{dt} = -P_0 [\lambda_\alpha + k\lambda\beta + (1-k)\lambda\beta + \lambda_\kappa] + \mu_\alpha P_\alpha + \mu\beta P_\beta + \mu_\kappa P + \lambda_N P_N; \\ \frac{dP_\alpha}{dt} = \lambda_\alpha P_0 - \mu_\alpha P_\alpha; \\ \frac{dP_\beta}{dt} = k\lambda\beta P_0 - \mu\beta P_\beta; \\ \frac{dP}{dt} = \lambda_\kappa P_0 - \mu_\kappa P; \\ \frac{dQ}{dt} = (1-k)\lambda\beta P_0; \\ \frac{dP_N}{dt} = -\lambda_N P_N + \mu_\kappa P; \\ P_N(0)=1 \quad P_\alpha(0)=P_\beta(0)=P(0)=Q(0)=P_0(0)=0. \end{array} \right. \quad (1)$$

Первоначально можно определить финальные вероятности, т.е. вероятности при $t \rightarrow \infty$. В этом случае случайный процесс станет установившимся, и все производные будут равны нулю.

$$\frac{dP_0}{dt} = \frac{dP_\alpha}{dt} = \frac{dP_\beta}{dt} = \frac{dQ}{dt} = \frac{dP_N}{dt} = 0.$$

Система дифференциальных уравнений превращается в однородную систему линейных алгебраических уравнений (уравнения, в которых правая часть равна нулю). Следовательно, по теореме Кронекера - Капели, решение определяют неизвестные с точностью до свободного члена.

Для решения системы одно из уравнений можно отбросить, т.к. оно является следствием остальных, и заменить нормировочным условием $\sum_{i=1}^n p_i = 1$, тогда исходная система примет вид

$$\left\{ \begin{array}{l} -(\lambda_\alpha + \lambda\beta + \lambda_\kappa) P_0 + \mu_\alpha P_\alpha + \mu\beta P_\beta + \lambda_N P_N = 0; \\ \lambda_\alpha P_0 - \mu_\alpha P_\alpha = 0; \\ k\lambda\beta P_0 - \mu\beta P_\beta = 0; \\ \lambda_\kappa P_0 - \mu_\kappa P = 0; \\ P_0 + P_\alpha + P_\beta + P + Q + P_N = 1. \end{array} \right. \quad (2)$$

Если выразить неизвестные через P_0 . Тогда

$$-(\lambda_\alpha + \lambda\beta + \lambda_\kappa) P_0 + \lambda_\alpha P_0 + \lambda\beta kP_0 + \lambda_N P_N = 0;$$

$$-\lambda_\alpha P_0 + \lambda_\alpha P_0 - (1-k)\lambda\beta kP_0 + \lambda_N P_N;$$

$$P_N = \frac{(1-k)\lambda\beta P_0}{\lambda_N}$$

$$P_\alpha = \frac{\lambda_\alpha}{\mu_\alpha} P_0$$

$$P_\beta = \frac{k\lambda\beta}{\mu_\beta} P_0$$

$$P = \frac{\lambda_k}{\mu_k} P_0$$

Подстановка всех этих выражений в последнее уравнение

$$\begin{aligned} P_0 \left(1 + \frac{\lambda_\alpha}{\mu_\alpha} + \frac{k\lambda_\beta}{\mu_\beta} + \frac{\lambda_k}{\mu_k} \right) + Q + \frac{(1-k)\lambda_\beta P_0}{\lambda_N} &= 1; \\ P_0 \left(1 + \frac{\lambda_\alpha}{\mu_\alpha} + \frac{k\lambda_\beta}{\mu_\beta} + \frac{\lambda_k}{\mu_k} + \frac{(1-k)\lambda_\beta}{\lambda_N} \right) &= 1 - Q; \\ Q &= 1 - P_0 \left(1 + \frac{\lambda_\alpha}{\mu_\alpha} + \frac{k\lambda_\beta}{\mu_\beta} + \frac{\lambda_k}{\mu_k} + \frac{(1-k)\lambda_\beta}{\lambda_N} \right). \end{aligned}$$

Из уравнения $(1-k)\lambda_\beta P_0 = 0$ следует, что $P_0 = 0$.

Таким образом, получено решение, которое определяет финальные вероятности

$$P_N = 0, \quad P_\alpha = 0, \quad P_\beta = 0, \quad P_0 = 0, \quad P = 0, \quad Q = 1.$$

Таким образом, для изучения P_α и P_β необходимо обратиться к исходной системе дифференциальных уравнений. В общем случае эта система сводится к дифференциальному уравнению шестой степени и может быть только в некоторых частных случаях.

Для упрощения системы (1) сделаны следующие допущения:

1. Операция управления включает одну команду (разовая команда) или группу команд, которые принимаются за одну операцию.
2. Исправление неверного действия оператора выполняется этой же операцией.
3. Время исполнения операции равняется времени реакции ВС и равно τ . В работе [4] приводится оценка этого времени и оно принимается равным 45 секундам.
4. Оператор не может сделать заключение об ошибке или отсутствии ошибки сразу после исполнения команды, т.е. $P_\alpha(0) = P_\beta(0) = 0$.
5. Время выполнения операции (действия) оператором мгновенное.
6. Система контроля и встроенный контроль идеальны и не имеют ошибок первого и второго рода.
7. Поток заявок на исправление $\mu_k \mu_\alpha, \mu_\beta$ идут на повторную выдачу команд управления от систем контроля, встроенного контроля.

Для сдвига потока заявок на исправление, на величину τ относительно потока заявок, на выполнение операции применяется единичная функция $1(t - \tau)$, которая определяется следующим образом

$$1(t - \tau) = \begin{cases} 1 & \text{при } t < \tau \\ 0 & \text{при } t \geq \tau \end{cases}$$

С учетом сделанных допущений ниже записана система дифференциальных уравнений (3)

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dP_0}{dt} &= -P_0 [\lambda_\alpha + k\lambda_\beta + (1-k)\lambda_\beta + \lambda_k] + \mu_\alpha P_\alpha 1(t - \tau) + \mu_\beta P_\beta 1(t - \tau) + \mu_k P(t - \tau) + \lambda_N P_N; \\ \frac{dP_\alpha}{dt} &= \lambda_\alpha P_0 - \mu_\alpha P_\alpha 1(t - \tau); \\ \frac{dP_\beta}{dt} &= k\lambda_\beta P_0 - \mu_\beta P_\beta 1(t - \tau); \\ \frac{dP}{dt} &= \lambda_k P_0 - \mu_k P 1(t - \tau); \\ \frac{dQ}{dt} &= (1-k)\lambda_\beta P_0; \\ \frac{dP_N}{dt} &= -\lambda_N P_N + \mu_k P 1(t - \tau). \end{aligned} \right. \quad (3)$$

$$P_N(0) = 1 \quad P_\alpha(0) = P_\beta(0) = P(0) = Q(0) = P_0(0) = 0.$$

Полученная система по существующей классификации относится к системе обыкновенных дифференциальных уравнений с отклоняющимся параметром.

Как было отмечено выше, решение системы (1) в аналитической форме затруднительно. К этой же системе сводится система (3) при рассмотрении области $t > \tau$. Для сохранения аналитического подхода можно сделать еще одно допущение о том, что заявки на выполнение команд управления не поступают, т.е. $\lambda_\alpha = \lambda_\beta = \lambda_\kappa = \lambda_N = 0$.

Тогда система примет вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dP_0}{dt} = + \mu_\alpha P_\alpha + \mu_\beta P_\beta + \mu_\kappa P_\kappa; \\ \frac{dP_\alpha}{dt} = - \mu_\alpha P_\alpha; \\ \frac{dP_\beta}{dt} = - \mu_\beta P_\beta; \\ \frac{dP}{dt} = - \mu_\kappa P; \\ \frac{dQ}{dt} = 0; \\ \frac{dP_N}{dt} = \mu_\kappa P. \end{array} \right.$$

$$P_N(0) = P_N(\tau) \quad P_\alpha(0) = P_\alpha(\tau) \quad P_\beta(0) = P_\beta(\tau) \quad P(0) = P(\tau) \quad Q(0) = Q(\tau) \quad P_0(0) = P_0(\tau).$$

Выбран новый отчет начала времени.

Решение для второго уравнения

$$\begin{aligned} \frac{dP_\alpha}{dt} &= - \mu_\alpha P_\alpha \quad P_\alpha(\tau) = C e^{-\mu_\alpha \tau} \quad P_\alpha(0) = C = P_\alpha(\tau); \\ P_\alpha(t) &= P_\alpha(\tau) e^{-\mu_\alpha t}; \\ \frac{dP_\beta}{dt} &= - \mu_\beta P_\beta = P_\beta C e^{-\mu_\beta t} \quad P_\beta(0) = P_\beta(\tau) = C \Rightarrow; \\ P_\beta(t) &= P_\beta(\tau) e^{-\mu_\beta t}. \end{aligned}$$

Следующее уравнение

$$\begin{aligned} \frac{dP}{dt} &= - \mu_\kappa P \quad P = C e^{-\mu_\kappa t} \quad P(t) = P(\tau) e^{-\mu_\kappa t}; \\ \frac{dQ}{dt} &= 0 \Rightarrow Q = \text{const}, \text{ т.е. } Q = Q(t). \end{aligned}$$

Последнее уравнение

$$\begin{aligned} \frac{dP_N}{dt} &= \mu_\kappa P \quad \frac{dP_N}{dt} = \mu_\kappa P(\tau) e^{-\mu_\kappa t}; \\ dP_N &= \mu_\kappa P(\tau) \int e^{-\mu_\kappa t} + C; \\ P_N &= -P(\tau) e^{-\mu_\kappa t} + C; \\ P_N(0) &= P_N(\tau) = -P(\tau) e^{-\mu_\kappa \cdot 0} + C \quad P_N(\tau) = -P(\tau) + C; \\ C &= P_N(\tau) + P(\tau); \\ P_N(t) &= P_N(\tau) + P(\tau)(1 - e^{-\mu_\kappa t}). \end{aligned}$$

Аналитическое решение системы дифференциальных уравнений Колмогорова для ошибок пилота первого и второго рода представлено в следующей статье.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Вентцель Е.С.** Теория вероятностей. - М.: Наука, 1964.
2. **Меденков А.А.** Актуальные проблемы авиационной эргономики // Проблемы психологии и эргономики. - 2005. - Вып. 3.
3. **Носов Н.А.** Ошибки пилота: психологические причины. - М.: Транспорт, 1990.
4. **Александровская Л.Н., Круглов В.И., Кузнецов А.Г. и др.** Теоретические основы испытаний и экспериментальная обработка сложных технических систем. - М.: Высшая школа, 2002.

QUANTATIVE ASSESSMENT OF PROBABLE CREW'S MISTAKES OF TYPE 1 AND TYPE 2 DURING THE FLIGHT

Borsoev V.A., Lebedev A.M., Stepanov S.M.

An approach to choice of Quantative assessment of probable crew's mistakes of type 1 and type 2 during the flight is considered.

Key words: quantitative evaluation, fault operation.

Сведения об авторах

Борсоев Владимир Александрович, 1949 г.р., окончил КИИГА (1976), доктор технических наук, профессор СибГАУ, автор более 140 научных работ, область научных интересов - навигационное обеспечение полетов и управление воздушными судами.

Лебедев Алексей Михайлович, 1947 г.р., окончил КАИ (1971), доктор технических наук, доцент УВАУ ГА(И), автор более 80 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, математическое моделирование испытаний.

Степанов Сергей Михайлович, 1959 г.р., окончил РКИИ ГА (1982), доцент кафедры АТ УВАУ ГА(И), автор более 50 научных работ, область научных интересов – система качества, управление, подготовка и управление персоналом.

УДК 621.396.6:629.7.05

СПОСОБ РАЗМЕЩЕНИЯ ОДНОЧАСТОТНЫХ ПРИЕМНИКОВ GPS, ФОРМИРУЮЩИХ ПОЛЕ НАВИГАЦИОННЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

П.В. РЯБКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Нечаевым Е.Е.

Получены экспериментальные результаты оптимального размещения измерительных пунктов с использованием одночастотных приемников GPS для формирования поля навигационных погрешностей в районе аэродрома посадки воздушного судна (ВС) гражданской авиации (ГА) по критерию максимума уровня принимаемого навигационного сигнала. Определено минимальное расстояние между измерительными пунктами при двумерном размещении.

Ключевые слова: одночастотные приемники, спутниковые радионавигационные системы, погрешность.

В состав организации воздушного движения (ОВД) в районе аэродрома входят подсистемы связи, ближней навигации и наблюдения ВС на основе радиолокационных средств. В современных условиях развития ГА возможности этих подсистем ОВД в районе аэродрома ограничены, так как их применение затруднено вследствие высокой интенсивности воздушного движения и необходимости его обеспечения над мегаполисами на посадочных высотах [1]. Так, например, системы ближней навигации радиомаячного типа имеют ограниченную пропускную способность и дальность действия.

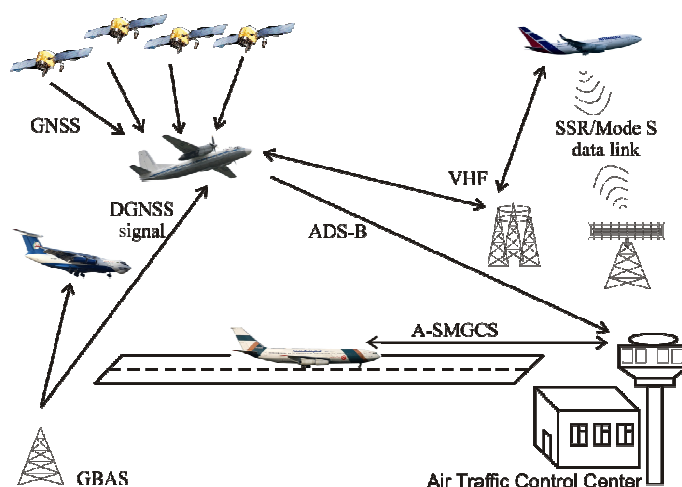


Рис. 1. Схема организации воздушного движения в районе аэродрома:

A-SMGCS – система управления наземным движением; ADS-B – автоматическое зависящее наблюдение в режиме радиовещания; GNSS – глобальная спутниковая система навигации; DGNSS – радиосигнал дифференциальных поправок GNSS; SSR – первичные и вторичные обзорные радиолокаторы

Для осуществления оптимального управления полетами в зоне аэродрома необходимо повышать пропускную способность системы ОВД при постоянном росте интенсивности воздушного движения. На 10-й Аэронавигационной конференции ICAO была принята концепция CNS/ATM, которая опирается на использование глобальных спутниковых навигационных систем (GNSS) как в масштабах всего воздушного пространства (ВП) Земли, так и в районе конкретного аэродрома (рис. 1).

Аналитическое моделирование, проведенное специалистами ГосНИИ «Аэронавигация», показывает, что внедрение технологии CNS/ATM позволит снизить риск тяжёлых авиационных происшествий, связанных с потерей экипажем ВС ориентации в пространстве, примерно в шесть раз [1].

Технически реализация концепции CNS/ATM основывается на функционировании глобальных СРНС. Однако точность определения координат в СРНС не всегда удовлетворяет требованиям потребителей ГА при решении специальных задач и особенно при категорированной посадке. Способы увеличения точности определения пространственных координат разнообразны и в основном сводятся к уменьшению погрешностей СРНС, а также за счет комплексирования разных систем.

Таким образом, обеспечение информацией ВС ГА точными пространственными координатами по сигналам существующих СРНС является важной задачей, решение которой достигается комплексом мероприятий, а именно совершенствованием алгоритмов обработки информации, учетом особенностей среды распространения радионавигационного сигнала и совершенствованием бортового РЭО. Решение перечисленных задач позволит снизить напряженность работы наземной диспетчерской службы, повысить безопасность производства полетов и снизить вероятность летных происшествий. Автономный пользователь СРНС может компенсировать погрешности среды методом двухчастотных измерений и методом моделирования трассы распространения радиосигнала. Установка на борт ВС ГА двухчастотных НАП требует серьезных материальных затрат, а метод моделирования трассы «НКА-НАП» не дает требуемой точности при решении задач категорированной посадки. Основным способом получения точных координат является дифференциальный режим (ДР). Организация ДР позволяет выполнить жесткие требования, предъявляемые к выполнению посадки ВС по категории ИКАО.

Основными погрешностями, которые можно скомпенсировать, используя ДР, являются:

- ошибки синхронизации ШВ НКА;
- ошибки эфемерид НКА;
- ошибки, возникающие при распространении сигнала на пути «НКА-НАП».

Принцип работы СРНС дает возможность корректировки её погрешностей, исходя из анализа параметров сигналов НКА, прошедших ионосферу. Отсюда следует возможность создания методики определения навигационной погрешности СРНС. Обычно эти методики базируются на известных свойствах двухчастотных приемников, что делает невозможным их использование для повышения точности навигационного обеспечения ВС ГА. В работах [2, 3] разработана методика определения ионосферных погрешностей СРНС на базе измерительного пункта, использующего в качестве аппаратного обеспечения одночастотный серийный приемник. Описанная методика имеет высокое временное разрешение ~ 1 с, возможность организации сети измерительных пунктов для формирования поля навигационной погрешности и невысокую стоимость реализации.

В работе [4] показано, что возможен отличный от дифференциального режима подход к решению проблемы определения ионосферных погрешностей СРНС, состоящий из двух этапов: на первом этапе производится определение регулярных вариаций ионосферных погрешностей СРНС [5], на втором этапе - флуктуационная составляющая ионосферной погрешности [2, 3]. Подход основан на анализе параметров «сырых» данных радионавигационного сигнала, принятых одночастотным приемником GPS.

В работе [5] показано, что мониторинг навигационного поля СРНС с помощью сети измерительных пунктов, расположенных в районе аэродрома, позволяет создавать «карты» навигационных погрешностей с высоким пространственно-временным разрешением для навигационного обеспечения категорированной посадки ВС. Уточним, что речь идет о погрешностях, обусловленных нерегулярными процессами, происходящими при распространении навигационного сигнала на пути «НКА-НАП». Также в работе было указано, что существует проблема корректного учета коррелированности измеряемых навигационных погрешностей при размещении измерительных пунктов.

При решении задачи коррекции навигационной погрешности была выполнена серия экспериментов. Производилась имитация организации сети по измерению навигационных погрешностей в районе аэродрома при одномерном и двумерном размещении измерительных пунктов. В работах [4, 6] показано, что при одномерном размещении измерительных пунктов и расположении антенн приемников на расстоянии $(5 \div 6) \lambda$ коэффициент парной корреляции $0.97 \div 0.99$ (рис. 2). В диапазоне расстояний $(1 \div 5) \lambda$ достаточно сильная корреляция ($0.75 \div 0.83$) связана с взаимным влиянием антенн НАП. Если расстояние между антеннами НАП больше 10λ , коэффициент парной корреляции резко уменьшается, что свидетельствует о независимости погрешностей, обусловленных средой распространения сигнала СРНС.



Рис. 2. Коэффициент парной корреляции

Отсюда следует вывод, что высокоточное определение навигационных погрешностей возможно при расстоянии между измерительными пунктами не менее чем 50λ .

Эксперимент, имитирующий двумерное размещение измерительных пунктов в районе аэродрома посадки ВС ГА, выполнялся согласно схеме, представленной на рис. 3. Для чистоты эксперимента, устранения эффектов многолучевости и имитации условий размещения измерительного пункта в районе аэродрома, измерения проводились на крыше многоэтажного дома 8.07.2010 г. в г. Воронеж с 17.00 - 20.00 LT в условиях чистого неба.



Рис. 3. Схема эксперимента 8.07.10 г., г. Воронеж, 17.00 - 20.00 LT

При проведении эксперимента НАП устанавливались в точках $0,5\lambda$, 1λ , 2λ , 3λ , 4λ , 5λ , 10λ , 15λ , 20λ , 25λ . В эксперименте использовались следующие серийные одночастотные НАП:

- приемник «а» - Garmin GPS 3 Pilot;
- приемник «б» - Garmin GPS 5;
- приемник «с» - Garmin GPS 5.

Во время всего сеанса измерения наблюдалось от 8 до 10 НКА. Обработка результатов измерений производилась с помощью программного комплекса, описанного в работах [2, 3]. Для каждой комбинации размещения приёмников измерения производились в течение 10 минут. В табл. 1 - 4 приведены данные (в % от времени измерений) наличия сигнала в приёмниках a, b и c, разнесённых на расстояние $L_{a-b-c}=0,5\lambda, 1\lambda, 2\lambda, 3\lambda, 4\lambda, 5\lambda, 10\lambda, 15\lambda, 20\lambda, 25\lambda$ соответственно. Для примера приведены таблицы с результатами измерений при $L_{a-b-c}=0,5\lambda, 1\lambda, 3\lambda, 20\lambda$.

Таблица 1Наличие сигналов НКА (в % от $t_{изм}$) при $L_{a-b-c}=0,5\lambda$

	G8	G9	G11	G15	G17	G18	G22	G26	G27	G28
a	100	100	100	100	100	100	0	100	100	100
b	100	100	100	100	100	100	10,5	100	100	100
c	100	100	100	100	100	100	39,6	100	100	100

Таблица 2Наличие сигналов НКА (в % от $t_{изм}$) при $L_{a-b-c}=1\lambda$

	G8	G9	G11	G15	G17	G18	G22	G26	G27	G28
a	100	100	95	100	100	98,8	0	100	100	100
b	100	100	95,7	100	100	100	94,8	100	100	100
c	100	100	100	100	100	100	98,7	100	100	100

Таблица 3Наличие сигналов НКА (в % от $t_{изм}$) при $L_{a-b-c}=3\lambda$

	G4	G9	G11	G12	G15	G17	G22	G26	G27	G28
a	0	100	98,3	41,2	100	100	0	100	100	100
b	39,2	100	73,3	95,8	100	100	67	100	100	100
c	44,8	100	75,5	97,17	100	100	35,7	100	100	100

Таблица 4Наличие сигналов НКА (в % от $t_{изм}$) при $L_{a-b-c}=20\lambda$

	G2	G4	G9	G12	G14	G17	G27	G30
a	100	100	100	100	100	100	100	98,8
b	100	100	100	100	100	100	100	100
c	100	100	100	100	100	100	100	100

Из табл. 1-4 видно, что устойчивый приём (100% принятых сигналов от спутника за время измерений) достигается от 6...9 спутников рабочего созвездия, при этом порог приёма сигнала определялся на уровне пяти по десятибалльной шкале градации уровня сигнала. Также видно, что имеет место пропадание сигнала от НКА то на одном, то на другом приёмнике, что непосредственно связано с условиями распространения радиоволн на пути «НКА-НАП». В табл. 5 приведены значения парной корреляции для трех измерительных пунктов (рис. 3), рассчитанных согласно выражения, представленного в [6].

Таблица 5

Значения парной корреляции для трех НАП

Размещение, L	K_{ab}	K_{ac}	K_{cb}
0,5	1	1	1
1	0,773	1	0,741
2	0,587	0,728	0,865

Продолжение табл. 5

3	0,79	0,86	0,913
4	0,821	0,983	0,999
5	0,985	0,983	1
10	0,824	0,82	0,999
15	0,67	0,613	0,98
20	0	0	0
25	0	0	0

На рис. 4 представлены коэффициенты парной корреляции принимаемых сигналов. Видно, что при расположении антенн приемников на расстоянии $(0,5 \div 10)\lambda$ коэффициенты парной корреляции не меньше, чем $0,587 \div 1$. Достаточно сильная корреляция объясняется взаимным влиянием антенн НАП. Коэффициент парной корреляции резко уменьшается при расстоянии между антеннами НАП больше 20λ , что говорит о независимости вносимых атмосферой Земли погрешностей в данном случае.

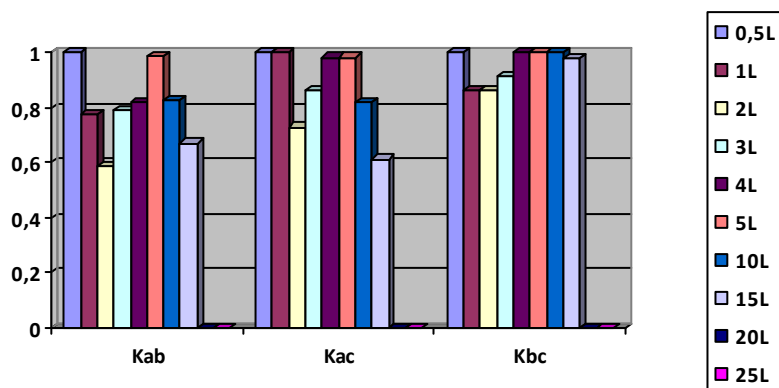


Рис. 4. Коэффициенты парной корреляции между тремя НАП

В ходе проведенных исследований на основании полученных результатов следует вывод, что для формирования поля высокоточных навигационных погрешностей в районе аэродрома размещение измерительных пунктов необходимо осуществлять на расстоянии не менее $(20-25)\lambda$, в данном случае будет учтена изменчивая структура пространственной корреляции навигационной погрешности, возникающей на пути «НКА-НАП».

В [10] сообщается, что разворачивать на территории России сетевую структуру, которая будет объединять большое количество контрольно корректирующих станций (ККС), не целесообразно. Аппроксимировать значение поправки между измерительными пунктами возможно только полиномом первого порядка, потому что закон изменения поправки не известен и меняется по ходу движения НКА и зависит от изменчивой структуры ионосферы. В разных регионах значение погрешности будет зависеть от расстояния до ККС. Все известные значения поправок необходимо объединять в единую сеть и передавать по каналу связи в НАП, где будет приниматься решение об использовании наиболее точной поправки. Вышеперечисленные проблемы делают систему трудно реализуемой из-за значительных размеров территории Российской Федерации.

Решение задачи повышения качества координатного обеспечения ВС в районе аэродрома осуществляется путем организации локальной дифференциальной системы. Считается перспективным построение локальных высокоточных дифференциальных систем, удовлетворяющих требованиям категорированной посадки.

Результаты представленных экспериментов показывают возможность использования измерительных пунктов на основе недорогих серийных одночастотных НАП GPS, в основе работы которых будет заложен алгоритм, разработанный в [2, 3].

В [7, 8, 11, 12] показано, что значение временных вариаций ионосферной погрешности в СРНС ГЛОНАСС может достигать 0,1-0,2 м за одну мин и 0,3-1,4 м за 6 мин. При удалении от ККС на расстояние более 50 км погрешность может принимать значение порядка 12-25 м. Данные результаты получены в условиях спокойного околоземного пространства.

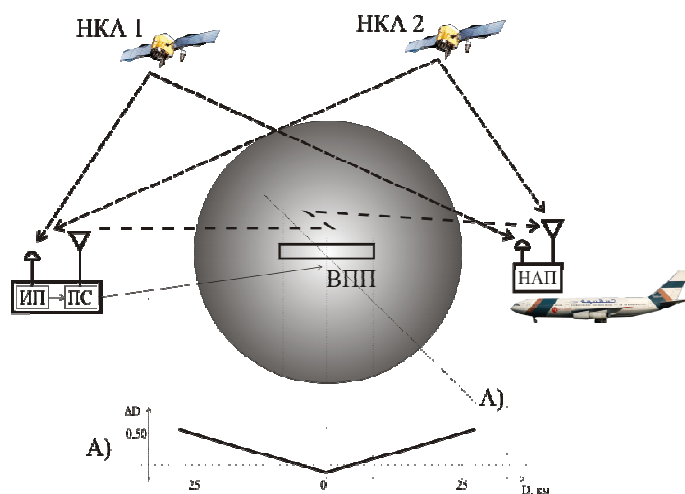


Рис. 6. Навигационное поле, формируемое одним измерительным пунктом:
А - пространственная изменчивость навигационной погрешности

Обобщая результаты, полученные в данной работе, и результаты исследований [11, 12], можно спроектировать состав наземной системы измерительных пунктов и представить оптимальную геометрию их размещения по критерию максимального охвата полем навигационных погрешностей с заданным значением ошибки.

Для формирования поля навигационных погрешностей с учетом пространственной изменчивости ионосферной погрешности определения местоположения ВС ГА в районе аэродрома и выполнения требований ИКАО по осуществлению категорированной посадки необходимо в непосредственной близости к центру ВПП установить измерительный пункт (рис. 6). Сформированное навигационное поле радиусом 25 км на краю теоретически может иметь ошибку около 0.5 м. Данные условия обеспечивают ВС ГА поправкой на этапе полета по коробочке. В точке четвертого разворота при выходе в створ ВПП, ВС находится на удалении 20 км.

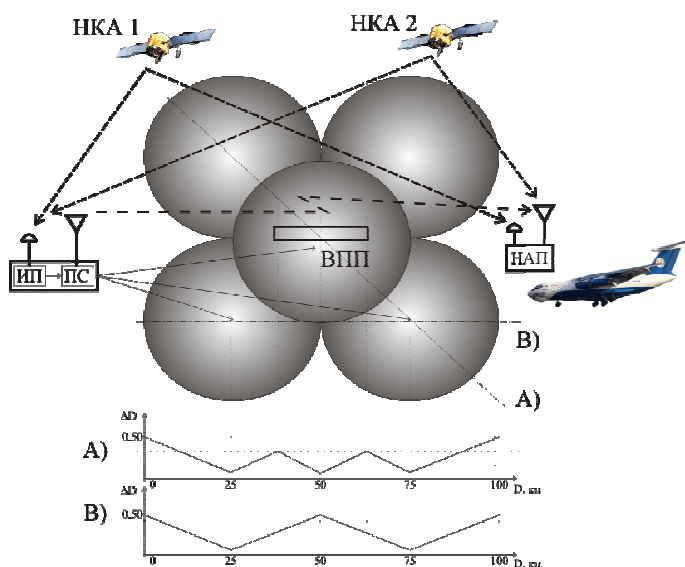


Рис. 7. Навигационное поле, формируемое пятью измерительными пунктами:
А, В - пространственная изменчивость навигационной погрешности в разных сечениях

По мере приближения ВС к ВПП координатное обеспечение будет уточняться, так как бортовая НАП приближается к измерительному пункту, формирующему навигационную поправку. Если необходимо построить навигационное поле в зоне ответственности аэродрома, радиус около 150 км, необходимо использовать 5 измерительных пунктов, что на крае поля теоретически может обеспечить ошибку 0,5- 0,75 м (рис. 7).

Выводы

1. Результаты выполненных исследований показали, что для формирования поля навигационных поправок с учетом пространственной корреляции ионосферной погрешности расстояние между измерительными пунктами должно быть более 50 длин волн диапазона L1. При выполнении данного условия исключается взаимное влияние приемных антенн, а погрешности, обусловленные влиянием атмосферы Земли, считаются некоррелированными.

2. На основе анализа выполненных исследований предложена схема размещения измерительных пунктов для формирования поля навигационных погрешностей в районе аэродрома.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шестаков И.Н. Интеграция и автоматизация процессов выполнения полётов и управления воздушным движением // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. - 2006. - № 107 (10).
2. Горбачёв О.А., Иванов В.Б., Рябков П.В. О возможности применения одночастотных приёмников GPS для диагностики ионосферы // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. - 2006. - № 107 (10).
3. Горбачев О.А., Иванов В.Б., Рябков П.В. О возможности применения одночастотных приемников GPS для диагностики ионосферы (часть II) // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. - 2007. - № 117.
4. Горбачев О.А., Нечаев Е.Е., Рябков П.В. О возможности высокоточного определения навигационных погрешностей СНС GPS/ГЛОНАСС с помощью одночастотных приемников // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 159 (9).
5. Горбачев О.А. Навигационное обеспечение воздушных судов гражданской авиации в условиях возмущенной ионосферы: дис. ... д-ра техн. наук. - М: МГТУ ГА, 2009.
6. Горбачев О.А., Нечаев Е.Е., Рябков П.В. К вопросу размещения спутниковых навигационных приемников на борту воздушного судна // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 159(9).
7. Coster A.J., Gaposchkin E.M. and Thornton L.E. Real-time ionospheric monitoring system using GPS // Journal of The Institute of Navigation. 1992. vol. 39(2). 191-204.
8. Демьянов В.В. Особенности спутниковых радионавигационных систем в неблагоприятных гелиогеофизических условиях. - Иркутск: ИрГУПС, 2010.
9. Interface Control Document GPS // ICD-GPS-200C-002, 1997.
10. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. - 4-е изд., испр. и доп. - М.: Радиотехника, 2010.
11. LASS Ionosphere Spatial Gradient Threat Model and Impact of LGF and Airborne Monitoring / Luo M. [et al.] // ION GPS/GNSS, 9-12 September. - Portland OR, 2003.-P. 2255-2274.
12. The Effect of Local Ionosphere Décor relation on LASS [Electronic resource]: Theory and Experimental Results / Jock R.I. [et al.] // Stanford, 2004. - Mode of access: <http://www.stanford.edu/group/GPS>. - 11.12.2009.]

METHOD OF THE SINGLE-FREQUENCY RECEIVERS GPS, FORMING THE FIELD OF NAVIGATION ERRORS IN THE TERMINAL AREA

Ryabkov P.V.

Obtained experimental results of the optimal placement of the meter-points with the use of single-frequency GPS receivers for the formation of the field of navigation errors in the area of airport landing aircraft (AIRCRAFT) civil-civil aviation (GA) in terms of high level of navigational signal. Defined minimum distance between the measuring points in the two-dimensional distribution.

Key words: single-frequency receivers, satellite radio navigation systems, the error.

Сведения об авторе

Рябков Павел Владимирович, 1974 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1996), преподаватель кафедры эксплуатации авиационного радиоэлектронного оборудования ВАИУ (г. Воронеж), автор 15 научных работ, область научных интересов – радионавигация, использование спутниковых технологий при ОрВД.

УДК 65.012:519.8

ПРЯМЫЕ И ОБРАТНЫЕ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКАМИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

В.В. БЕЗРЯКОВ, Г.А. КРЫЖАНОВСКИЙ, В.А. СОЛОДУХИН

Обоснована постановка детерминированной задачи управления потоками воздушного движения в районе аэродрома по комплексному показателю эффективности, учитывающему время выполнения взлетно-посадочных операций (пропускную способность) и суммарную задержку воздушных судов (среднюю задержку).

Рассмотрено использование обратной задержки оптимизации для принятия решения об эффективности решения прямой задачи приближенным методом или принятого органом (лицом) управления.

Ключевые слова: оптимизация управления, обобщенная постановка задачи оценки эффективности решений, параметрические исследования.

На всех этапах развития и совершенствования системы управления воздушным движением (СУВД) в центре внимания всегда находятся проблемы организации и реализации процессов управления потоками воздушного движения (УПВД) в районе аэродрома (РА). Качество их решения во многом, если не в основном, определяет эффективность функционирования СУВД в целом, особенно в условиях высокой интенсивности ВД. При этом ключевой становится задача оптимизации очередности взлетно-посадочных операций. Сложность ее решения обусловлена, с одной стороны, тем, что реальные процессы по УПВД происходят в условиях неполной информации о развитии динамической воздушной обстановки (ДВО), что практически исключает возможность получения точных, оптимальных в каком-либо смысле решений. С другой стороны, считается общеизвестной вычислительная сложность задач этого класса, что делает невозможным решение задачи в реальном масштабе времени даже для полностью определенных (детерминированных) постановок.

Однако при этом нельзя согласиться с недостаточно или совсем необоснованными высказываниями: о бесперспективности и, следовательно, нецелесообразности разработки точных методов решения задач УПВД в детерминированной постановке; о практической полезности только эвристических приближенных методов решения, или тех или иных способов совершенствования технологии УПВД, основанных на результатах имитационного моделирования и статистических оценках, а также их экспертной оценки; о достижении приемлемой для практики точности решений. Во всех этих случаях открытым остается вопрос о фактически достигнутой точности, которую нельзя корректно оценить, не зная точного, оптимального (не говоря уже о принципе оптимальности) для конкретных исходных данных решения задачи.

В [1] рассмотрена постановка обобщенной задачи планирования и управления потоками воздушного движения (ПУПВД). Применительно к задаче управления в районе аэродрома (РА) она определяется следующими данными: $I_p = \{r = 1, \dots, N\}$ - множество воздушных судов (ВС); $\mu_r = \{\mu_{rj}, j = 1, \dots, m_r\}$ - множество вариантов допустимых маршрутов (схем в РА) полета r -го ВС; T_{0r} - время начала диспетчерского обслуживания (вылета, входа в зону УВД) по плану воздушного движения; $I_k = \{s = 1, \dots, K\}$ - множество точек (элементов воздушного пространства) с установленными минимально-допустимыми интервалами обслуживания (МДИ)

$$t_r^s - t_q^s \geq \delta_{rq}^s \vee t_r^s - t_q^s \geq \delta_{qr}^s \quad (s \in \mu_r^* \cap \mu_q^*), \quad (1)$$

где $\mu_r^* \in \mu_r$ - маршрут полета, устанавливаемый в результате решения задачи; t_r^s - время пролета r -м ВС s -й точки; $\delta_{rq}^s, \delta_{qr}^s$ - значения МДИ, в общем случае неодинаковые.

При фиксированных бесконфликтных схемах ВД в РА мощность множеств μ_r , $r = 1, \dots, N$ и I_k формально определяется количеством взлетно-посадочных полос (ВПП). Представляется очевидным, что в первую очередь практический интерес представляют задачи УПВД для одной ВПП ($K=1$) при высокой интенсивности ВД.

Для каждого ВС можно определить значения задержек Δ_r , формируемых в системе УВД для обеспечения условий безопасности (1)

$$\Delta_r = t_r - t_{0r} \geq 0, \quad (2)$$

где t_{0r} – минимальное возможное значение времени начала выполнения взлетно-посадочной операции.

Значения задержек уровнем профессионального мастерства диспетчера УВД определяются организационно-структурными параметрами зоны УВД и техническими характеристиками ВС. При этом на значение задержки может быть установлено ограничение, связанное, например, с учетом остатка топлива или приоритета обслуживания

$$\Delta_r \leq \bar{\Delta}_r. \quad (3)$$

Также как в [2] введем дополнительные переменные $z_{rq}, z_{qr} \in \{0,1\}$ и заменим условия (1) эквивалентной им системой линейных ограничений

$$t_r - t_q \geq \delta_{rq} - Mz_{rq}, t_q - t_r \geq \delta_{qr} - Mz_{qr}, z_{rq} + z_{qr} = 1, M \gg 0 \quad (4)$$

Теперь можно сформулировать задачу оптимизации УПВД по критерию минимизации суммарной задержки, которая при фиксированном значении N эквивалентна минимизации средней задержки

$$J_1 = \min \sum_{r=1}^N \Delta_r \quad (5)$$

при ограничениях (2) – (4).

Один из возможных методов решения задачи рассмотрен в [2].

Введем в рассмотрение переменные $y_{ij} \in \{0,1\}$, $i, j = 1, \dots, n$, принимающие значения $y_{ij} = 1$, если на i -м месте обслуживается j -й объект, и $y_{ij} = 0$ в противном случае. Пусть C – $n \times n$ матрица, $c_{rq} = \delta_{rq}$; $r \neq q$; $c_{rr} = 0$; $r, q = 1, \dots, N$.

Предположим, что любое ВС может быть обслужено первым. Тогда можно поставить задачу оптимизации очередности обслуживания по критерию “максимальная пропускная способность ВПП”, которая при фиксированном значении N эквивалентна минимизации времени занятости ВПП. Эту задачу можно рассматривать в виде квадратичной задачи о назначениях [3]

$$J_2 = \min_{y \in \{0,1\}} \sum_{i=1}^{N-1} y_i^T C y_{i+1} \quad (6)$$

при ограничениях

$$\sum_{j=1}^N y_{ij} = 1, i = 1, \dots, N; \sum_{i=1}^N y_{ij} = 1, j = 1, \dots, N. \quad (7)$$

Для решения задачи (6), (7) можно использовать как прямые методы, специально разработанные для решения квадратичной задачи о назначениях, так и возможно более эффективные алгоритмы, которые применяются к эквивалентной задаче о покрытии [3].

Нетрудно убедиться, что решение задачи (6), (7), которая связывается с минимизацией суммарного времени выполнения взлетно-посадочных операций, в общем случае не совпадает с решением задачи (2) – (5), которая связывается с минимизацией суммарной задержки.

Это следует из анализа зависимости вклада длительности обслуживания ВС на i -м месте $\delta_{i,i+1}$ в суммарную задержку от порядка обслуживания

$$\Delta_{\text{ВПП}} = \sum_{i=1}^{N-1} (N-i) y_i^T C y_{i+1} = \sum_{i=1}^{N-1} (N-i) \delta_{i,i+1}.$$

Кроме того, значения задержек Δ_r могут быть определены только после решения задачи (6), (7), а учет ограничений (3) затруднителен. По аналогии, для задачи (2) – (5) только после ее решения можно рассчитать значение $\Delta_{ВПП}$.

Таким образом, решение рассмотренных задач позволяет сделать вывод о достижимой эффективности только по одному из показателей J_1 или J_2 . При этом понятно, что к совпадению решений следует относиться как к частному “вырожденному” случаю исходных данных постановки задачи. В связи с этим возникает вопрос о возможности постановки такой задачи, которая позволяла бы проводить исследования эффективности решений одновременно по частным показателям J_1, J_2 и/или по комплексному показателю $J_\Sigma = F(J_1, J_2)$.

Определим номер места в очереди, на котором обслуживается j – е ВС

$$\rho_j = \sum_{i=1}^N i y_{ij} \quad (8)$$

Из выражений (4) имеем $z_{qr} = 1$, если $\rho_q < \rho_r$ ($t_q < t_r$), $z_{qr} = 0$ в противоположном случае, то есть если $y_{ij} \in \{0,1\}$ значения переменных z_{qr} определяются однозначно. Оказывается, что такое соответствие может быть описано с помощью системы линейных равенств и неравенств. При этом требования целочисленности на переменные не накладываются.

Покажем, что значения переменных z_{qr} определяются путём решения системы вида

$$\sum_{r=1, r \neq q}^N z_{qr} = N - \rho_q, q = 1, \dots, N; \quad \sum_{q=1, q \neq r}^N z_{qr} = \rho_r - 1, r = 1, \dots, N \quad (9)$$

$$0 \leq z_{qr} \leq 1 \quad (10)$$

Очевидно, что при произвольной очередности обслуживания путём изменения нумерации ВС можно добиться, что

$$\rho_s = s, s = 1, \dots, N \quad (11)$$

Поэтому без нарушения общности рассмотрения будем считать, что это условие выполнено. Вместо условий (9) получаем

$$\sum_{r=1, r \neq q}^N z_{qr} = N - q, q = 1, \dots, N \quad (12)$$

$$\sum_{q=1, q \neq r}^N z_{qr} = q - 1, q = 1, \dots, N \quad (13)$$

Из первого уравнения (12), учитывая (10), получаем единственное решение $z_{1r} = 1, r = 2, \dots, N$. Из первого уравнения (13) аналогично получаем $z_{q1} = 0, q = 2, \dots, N$.

Отбрасывая рассмотренные уравнения и учитывая найденные значения переменных, приходим к системе вида (12), (13) для определения z_{qr} ($q, r = 2, \dots, N$). Рассуждая аналогично предыдущему, последовательно находим $z_{2r} = 1, r = 3, \dots, N$; $z_{q2} = 0, q = 3, \dots, N$; и т.д. Очевидно, что определённые таким образом значения переменных z_{qr} единственны и с учётом условия (11) удовлетворяют условиям (4).

Объединение множеств условий (2) – (4), (7) и (8) – (9) с учетом (1) образует агрегированную математическую модель множества допустимых решений, которое согласованно по допустимым решениям для рассмотренных частных задач и позволяет адекватно отразить все основные факторы, учитываемые при УПВД [4].

Таким образом, обеспечивается возможность исследования эффективности решения $\tilde{y}^*$, полученного приближенными методами или принятого ЛПР, не только по локальным, но и по

комплексным показателям эффективности. Среди них в первую очередь можно выделить показатель вида $J_\Sigma = \sum_{p=1}^P \alpha_p J_p$, $\sum_{p=1}^P \alpha_p = 1, \alpha_p \geq 0, p = 1, \dots, P \geq 2$.

Понятно, что граничными эффективными являются решения $\tilde{y}_p^* = \arg \min J_p, \alpha_p = 1, p = 1, \dots, P$. Поэтому, если $\tilde{y}^* \neq \tilde{y}_1^*, \dots, \tilde{y}_P^*$ центральным становится вопрос: существуют ли такие значения α_p , что $\tilde{y}^* = \arg \min J_\Sigma$? При положительном ответе на этот вопрос выбранное решение эффективно по показателю J_Σ и значения α_p могут быть найдены путем решения обратной задачи оптимизации (ОЗО). Некоторые теоретические, методологические и прикладные аспекты ОЗО, в том числе и решения ОЗО для задач (2) – (5) и (6), (7) рассмотрены в [2, 3, 5, 6].

В случае, когда $P = 2$, а показатели эффективности определяются выражениями (5), (6), решение ОЗО можно найти путем параметрического исследования решений задачи

$$\min \{J_2 \mid J_1 = \sum_{r=1}^N \Delta_r \leq (1-\alpha)J_1(\tilde{y}_2^*) + \alpha J_1(\tilde{y}_1^*), 1 \geq \alpha \geq 0\} \quad (14)$$

при условиях (2) – (4), (7) – (9).

В результате можно определить последовательности значений параметра α_s ($\alpha_1 = 1$) и соответствующих им решений $\tilde{y}_s$, оптимальных на интервале (α_s, α_{s+1}) , и может быть сделан вывод либо об эффективности решения $\tilde{y}^*$ (если $\tilde{y}^* \in \{\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_s, \dots\}$), либо о необходимости уточнения принципа оптимальности. В последнем случае, а также при $P > 2$ общее решение ОЗО для рассматриваемой задачи неизвестно.

Сложность получения решений ОЗО обусловлена тем, что значения МДИ в агрегированной модели являются одновременно параметрами целевой функции (6) и ограничений (4). Это при попытках непосредственного использования результатов [2,3,5,6] приводит к необходимости формализации условий существования решений нелинейных систем. Разработка метода решения такой ОЗО позволит перейти к анализу эффективности и устойчивости принятых решений в процессе УПВД в условиях не полностью определенных данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. Солодухин В.А. Задачи оптимизации процессов планирования и управления потоками воздушного движения // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2009. - № 139. - С.85 - 90.
2. Крыжановский Г.А., Солодухин В.А. Проблемно-ориентированные методы решения прямой и обратной задач принятия рациональных решений в эргатических системах // Авиакосмическое приборостроение. - 2003. - № 8. - С. 47 - 53.
3. Крыжановский Г.А., Солодухин В.А. Интеллектуальные транспортные системы и обратные задачи оптимизации // Мехатроника, автоматизация, управление. - 2011. - № 1. - С.21 - 24.
4. Алешин В.И., Алешин А.В., Бабаев Н.В., Крыжановский Г.А. Задача математического моделирования процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов при управлении воздушным движением // Проблемы летной эксплуатации и безопасность полетов: межвуз. сб. научн. тр. - СПбГУ ГА, 2010. - Вып. IV. - С.88 - 92.
5. Солодухин В. А. Обоснование решений в автоматизированной системе поддержки деятельности диспетчера по управлению воздушным движением и обратная задача линейного программирования // Мехатроника, автоматизация, управление. - 2008. - № 11. - С. 47 - 53.
6. Крыжановский Г.А., Солодухин В.А. Методологические и прикладные аспекты обратной задачи оптимизации в процессах принятия решений при управлении воздушным движением // Мехатроника, автоматизация, управление. - 2009. - № 11. - С. 54 - 60.

DIRECT AND INVERSE PROBLEMS OF OPTIMIZATION CONTROL TRAFFIC AIR FLOW IN THE TERMINAL AREA

Bezryakov V.V., Kryzhanovski G.A., Solodukhin V.A.

Raising of the determined task of air traffic flow management in an airport area on the complex index of efficiency, to taking into account time of implementation of take-off and landing operations (air space capacity) and total delay of aircraft (average delay). The use of reverse delay of optimization is considered for a decision-making on the efficiency of direct task resolving or control action realized by a control unit.

Key words: control optimization, generalized statement of the problem of estimating the effectiveness of solutions, parametric study.

Сведения об авторах

Безряков Виталий Васильевич, 1967 г.р., окончил ОЛАГА (1992), старший преподаватель кафедры УВД МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование технических систем, теория оптимизации и исследование операций.

Крыжановский Георгий Алексеевич, 1934 г.р., окончил Ленинградский кораблестроительный институт (1958), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации, заведующий кафедрой организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – процессы принятия решений, управление знаниями в теории транспортных систем.

Солодухин Виктор Александрович, 1943 г.р., окончил ЛИТМО (1969), старший научный сотрудник, кандидат технических наук, профессор кафедры организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор более 90 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование технических систем, теория оптимизации и исследование операций.

УДК 656.052.49

К ВОПРОСУ ФОРМАЛИЗАЦИИ ПРЕДПОЧТЕНИЙ АКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СИСТЕМЕ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Г.А. КРЫЖАНОВСКИЙ, В.В. КУПИН

В статье представлены результаты моделирования процессов принятия решений в системе организации воздушного движения с учетом мотивации лиц, принимающих решения, на основе подходов теории функциональных систем и теории кооперативных игр.

Ключевые слова: моделирование, принятие решений, предпочтения, мотивация.

Введение

Задача исследования процессов системы организации воздушного движения (ОрВД) не может быть решена без учета свойств активности её ключевых элементов – лиц, принимающих решения (ЛПР). Такие решения принимаются неавтономно, но либо с учетом действий других активных элементов того же уровня, либо в ответ на управляющие воздействия активных элементов высшего уровня (управляющие или центральные элементы). Таким образом, можно говорить об иерархических процессах совместного принятия решений в системе ОрВД. Общая же эффективность функционирования такой активной системы определяется эффективностью процессов принятия решений (ППР) на всех её уровнях.

Задача формализации процессов принятия решений в иерархической активной системе ОрВД может быть решена с использованием подходов теории иерархических игр, кооперативных игр, теории конфликтных равновесий. Однако при этом возникает проблема выявления предпочтений ЛПР и их формализации, например, в виде функций полезности.

При этом адекватность получаемых моделей и соответственно результаты их применения, несмотря на применение корректных и даже, можно сказать, изящных математических подходов теории игр может быть под угрозой в связи с использованием достаточно грубых допущений при описании предпочтений активных элементов – ЛПР.

Но именно на основе своих предпочтений активные элементы формируют и свои решающие правила выбора тех или иных решений. Также известны три исходные составляющие процесса успешного (или эффективного) принятия решений. Это информация, ресурсы (среди которых в системе ОрВД особую значимость имеет временной ресурс), а также мотивация.

Учёту первых двух составляющих и ранее уделялось достаточно внимания, и посвящено достаточно большое количество публикаций. Однако если речь идёт, например, о решении таких задач, как построение моделей принятия совместных решений (например, в рамках концепции А-СДМ – Airport Collaborative Decision Making), разработка алгоритмов поддержки принятия решений в процессах организации и регулирования потоков, прилетающих и вылетающих воздушных судов, создание эффективной системы профессиональной подготовки и переподготовки персонала аэронавигационного обслуживания, оценка транзакционных издержек системы профессиональной подготовки, то оценка мотивации (определение доминирующей мотивации) и выявление предпочтений становится ключевым аспектом, без которого таких задач не решить.

Итак, можно сказать, что процессы принятия решений в системе ОрВД (рис. 1) определяются имеющимися временными ресурсами для его обоснования и выбора, степенью формализации самого процесса выбора (в том числе наличием или отсутствием моделей процессов управления), совокупностью условий в которых возникла задача выбора (ситуация выбора). Введем следующие обозначения: $T-1$ - дефицит времени принятия решений; $T-2$ - достаточный запас времени для принятия решений; $M-1$ - наличие модели процесса принятия решений; $M-2$ - отсутствие модели процесса принятия решений; $S-1$ - нетиповая ситуация принятия решений; $S-2$ - типовая ситуация принятия решений.

В соответствии с перечисленными направлениями классификации известно условное разбиение пространства видов ППР на восемь возможных кластеров [1].

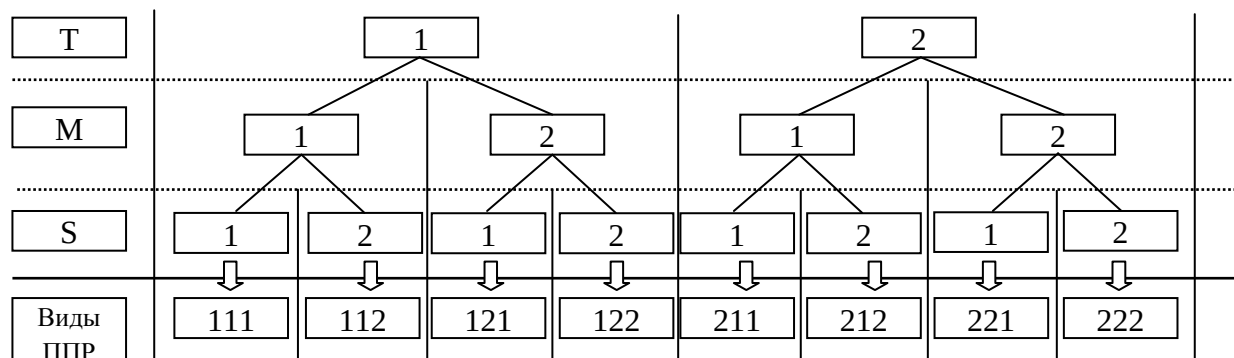


Рис. 1

Если в третьем направлении классификации – ситуации выбора – выделить как внешние по отношению к ЛПР, так и внутренние условия, то к последним можно отнести и его мотивацию. Тогда процесс принятия решений можно представить как явление интеграции полученной информации и сведений, извлекаемых из памяти и прошлого опыта, для осуществления акта выбора, когда из множества допустимых действий выбирается одно, дающее наибольшую эффективность. Комплексное представление эффективности ППР возможно в виде составной функции, в которую входят, по крайней мере, следующие три составляющие:

- цель действия, определяемая (стимулируемая) мотивацией;
- цена (затраты) действия;
- вероятность достижения цели в результате реализации выбранного решения, действия.

Таким образом, как задача моделирования и исследования процессов принятия решений в системе ОрВД, так и задача оценки их эффективности не могут рассматриваться и решаться в отрыве от мотивации и факторов, ее определяющих.

В данной статье рассматривается один из возможных подходов к моделированию ППР в системе ОрВД с учетом мотивации её активных элементов – ЛПР.

Описание подхода динамической доминирующей мотивации

Изучение свойств личности человека, его способности к интенциям, характера мотивации всегда вызывало большой интерес [2]. В рамках данного исследования из всех характерных интенций наибольший интерес представляют попытки моделирования мотивации к успешной деятельности, которую также можно определить как мотивацию к профессионально-компетентностному совершенству. Такая мотивация, в свою очередь, может быть отнесена к разряду мотиваций к нравственным поступкам хотя бы в силу следующих соображений. Во-первых, стремление к нравственным поступкам и стремление к совершенству в определенном смысле являются тождественными друг другу процессами. И так как нравственность вообще и нравственные поступки, как деятельное ее проявление, не могут (по крайней мере, не должны) иметь локальный характер в жизни и различных видах проявлений личности человека, но должны иметь глобально-личностный характер, в том числе и в сфере его профессиональной деятельности. Во-вторых, обеспечение условий безопасности воздушного движения, конечно же, является деятельностью по сохранению жизней многих людей, пользующихся услугами воздушного транспорта. Поэтому стремление к профессионально-компетентностному совершенствованию приобретает и нравственный характер, как стремление к более полной отдаче в деле служения другим людям.

Итак, эффективность и безопасность функционирования системы ОрВД определяется протекающими в ней процессами принятия решений, ключевую роль в которых играет мотивация. При

этом пока нет достаточно обоснованных методов и путей как формального определения самого понятия «мотивация», так и ее оценки. Таким образом, прочное теоретическое и экспериментальное основание для попыток моделирования мотивации пока отсутствует. Если говорить о ЛППР как о процессах выработки рационального (т.е. «подходящего» по совокупности показателей эффективности в рамках задач, например, многокритериальной оптимизации или других задачах) управления, то одним из подходов выявления, а значит, и моделирования мотивации, могут служить, например, методы решения обратной задачи теории оптимальных процессов [3].

Однако даже беглый обзор таких подходов даёт понять, что моделирование процессов мотивационного возбуждения представляется чрезвычайно сложным. Здесь необходимо использование самых последних достижений в исследованиях психических функций человека. Одним из таких экспериментально проверенных достижений может служить подход на основе теории функциональных систем [4, 5].

Соотношения мотивационных факторов и факторов среды движения достаточно убедительно отражаются и моделируются в рамках теории функциональных систем П.К. Анохина – К.В. Судакова [4, 6]. Согласно положениям этой теории основными стадиями системной организации мыслительной деятельности ЛППР являются следующие:

- афферентный синтез;
- принятия решений;
- прогноз ожидаемого (желаемого) результата рече-функционального акта (РФА);
- акцептор результатов действия;
- эфферентный синтез (программы действий);
- осуществление РФА и достижение результата действия;
- оценка достигнутых результатов путем обратной афферентации.

Причем процессы перечисленных стадий протекают в динамике системных «квантов» психологической деятельности ЛППР.

Ведущую роль в таких процессах принятия решений играет афферентный синтез, при котором на основе психической потребности в успешной деятельности формируется доминирующая мотивация. На структурах мозга эта доминирующая мотивация постоянно взаимодействует с информационными элементами среды в виде ее афферентации, поступающей от зрительных, слуховых и других рецепторов оператора. При этом на процесс афферентного синтеза воздействуют также эмоциональные ощущения и механизмы памяти.

Именно эмоциональные ощущения и память при обобщениях и осознании часто приобретают характер социально значимых мотиваций. Социальные отношения при этом участвуют в процессе формирования специфического «человеческого мозга» - процессе, в котором особую роль играют воспитательные воздействия. Именно здесь вырабатываются те границы допустимых действий – РФА, которые и обеспечивают условия безопасного движения и характеризуют степень чувства долга, ответственности ЛППР.

В информационном синтезе деятельности оператора выделяются три главных составляющие:

- восприятие информации о среде движения;
- память о рациональных РФА и границах допустимых действий;
- доминирующая мотивация к успешной деятельности (профессионально-компетентностному совершенству).

В результате многократных тренажерных упражнений при обучении и в процессе производственной деятельности образуется подкрепляющий аппарат результатов РФА. Учет опыта других операторов и их оценок приводит к тому, что аппарат акцептора обрastaет эмоциональными ощущениями, прогнозными оценками и уточнениями интенций с усилением или ослаблением доминирующей мотивации.

Моделирование ППР с учетом мотивации ЛПР

Базируясь на подходах теории функциональных систем и используя концепцию системного квантования психической деятельности ЛПР, можно считать, что формирование в некоторые моменты t потребностей в профессиональных компетенциях $K^{(s)}(t)$, достижение на их основе профессиональной успешности (и соответственно достойной оплаты), удовлетворение указанных потребностей на дискретных интервалах $h(t)$, изменение состояния мозга – его памяти и воли, поведения $z^{(s)}(t)$ ЛПР в зависимости от входных сигналов $q^{(s)}(t)$ ($q^{(s)} = \{q_{ij}^{(s)}\}$) о динамической воздушной обстановке (ДВО) представляются в виде системных квантов k длительностью h_k ($0 \leq h_k \leq h_k^{\max}$) для s -го ЛПР.

Обозначим через $m^{(s)}(h_k)$ мотивационное возбуждение, возникающее на k -м кванте у s -го ЛПР. Оно формируется под воздействием потребностей $K^{(s)}(h_k)$ на интервале h_k и эмоций $\Theta^{(s)}(h_{k-1})$ на предшествующем интервале h_{k-1}

$$m^{(s)}(h_k) = M^{(s)}[K^{(s)}(h_k), \Theta^{(s)}(h_{k-1})].$$

Предполагаемый результат $r(h_k^{(s)})$ РФА, содержащегося в акцепторе результатов действия, и являющийся элементом множества ключевых фрагментов деятельности (КФД), определяется как

$$r^{(s)}(h_k) = R^{(s)}[m^{(s)}(h_{k-1}), z^{(s)}(h_{k-1}), u^{(s)}(h_{k-1})],$$

где $u^{(s)}(h_{k-1})$ - управляющее воздействие со стороны s -го ЛПР на интервале h_{k-1} .

Программа РФА $z^{(s)}(h_{k+1})$ ключевого фрагмента деятельности на интервале h_{k+1} ($k+1$ -го кванта) должна обеспечить выполнение соответствующего ключевого фрагмента деятельности, а также удовлетворение мотивации $m^{(s)}(h_k)$

$$z^{(s)}(h_{k+1}) = Z^{(s)}[m^{(s)}(h_k), q^{(s)}(h_k), u^{(s)}(h_k)].$$

Новый импульс $Y_u[\Theta(h_k)]$, запечатлевающийся в памяти и побуждающий волевые усилия, определяется расхождением или совпадением результатов наблюдения параметров $q^{(s)}(h_k)$ с программными результатами действий $r^{(s)}(h_k)$

$$u^{(s)}(h_{k+1}) = U^{(s)}[\Delta q^{(s)}(r^{(s)}(h_k)), \Theta^{(s)}(h_k)],$$

где $\Delta q^{(s)}(r^{(s)}(h_k)) = |r^{(s)}(h_k) - q^{(s)}(h_k)|$.

Важно отметить, что эмоции $\Theta^{(s)}(h)$ влияют не только на величину мотивационного возбуждения и в дальнейшем на формирование личного показателя эффективности действий (РФА). Это влияние сказывается и на ограничениях, учитываемых ЛПР при выборе действий - на значении границ области допустимости управлений $u^{(s)}(h)$. Исходя из этого, условно показатель эффективности ППР тогда можно представить в виде суммы

$$I_{\Sigma}^{(s)}(h_{\Sigma}) = F_1 \{q^{(s)}(h_k)\} + F_2 \{R^{(s)}(h_k), U^{(s)}(h_k), Z^{(s)}(h_k)\} + F_3 \{M^{(s)}(h_k)[\Theta(h_{k-1})], \Delta q^{(s)}(r^{(s)}(h_{k-1}))\}$$

при ограничениях $Y_u[\Theta^{(s)}(t)] \in Y_u^{(s)\text{доп}}$.

Итак, выбор действий s -м ЛПР на интервале k -го системного кванта определяется, во-первых, объективными обстоятельствами, во-вторых, наличием информации об отклонениях ДВО от ее плановых значений, в-третьих - эмоциями на $(k-1)$ -м кванте, определяющими мотивационное возбуждение на $(k-1)$ -м кванте.

Далее будем использовать подход, основывающийся на теории образования коалиций и кооперативных сообществ ЛПР [5, 7, 8, 9], ориентированный на учет мотивации в процессе принятия

решения. Введем следующие обозначения (рис. 2): $X_\Sigma = (X_1, \dots, X_s, \dots, X_N)$ – общий выигрыш (доход, заработная плата как итог деятельности за определенный период); $\Pi = (\Pi_1, \dots, \Pi_s, \dots, \Pi_N)$ – штрафы (лишение премии) диспетчера $D^{(s)}$ за ошибку $y^{(s)}(t)$; $y(t) = \sum_{s=1}^N y^{(s)}(t)$ – общее количество ошибок (нарушений), допущенных диспетчерской сменой органа ОВД; $W_s(t)$ – изначальное количество ошибок, порождаемых планом полетов; $P_s(t)$ – доля ошибок, выявленных и удаляемых s -м диспетчером $D^{(s)}$.

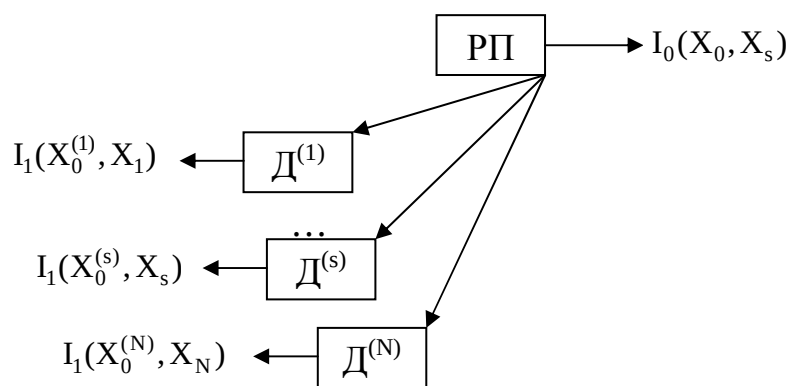


Рис. 2

Обозначим через $C_{РП}[y(t)]$ штраф (дополнительные усилия) руководителя полетов (РП), затрачиваемые им для минимизации количества пропущенных диспетчерской сменой ошибок.

Пусть наказание – штраф $F^{(s)}(t)$ за ошибки s -го диспетчера $D^{(s)}$ зависит от величины лишения премии $\Pi_s(t)$ за единицу ошибки диспетчера $D^{(s)}$, где $0 \leq \Pi_s(t) \leq \Pi^{\max}$.

Тогда показатель эффективности деятельности РП можно представить как

$$I_{РП} = \max_{P_s, \Pi_s} \sum_{k=0}^K \{-C_{РП}(y(k)) + \sum_{s=1}^N F_s(\Pi_s(k))(1 - P_s(k)W_s(k))\}, \quad (1)$$

где $k = \overline{0, K}$ – дискретные интервалы времени; $k=0$ – начало смены; K – время окончания смены.

Показатель эффективности $D^{(s)}$ может быть по смыслу представлен в виде

$$I_s = \max_{P_s(t)} \sum_{k=0}^K \{X_s(k)R_s[\lambda(k)] - C_s[P_s(k)W_s(k)] - F_s(\Pi_s(k))[1 - P_s(k)]W_s(k)\}, \quad (2)$$

где $R_s(\lambda(k))$ – коэффициент s -го диспетчера.

В выражении (2) первое слагаемое представляет собой зарплату с надбавкой за осуществление обслуживания воздушного движения (ОВД) в условиях интенсивности воздушного движения $\lambda(k)$, второе – потери (усилия) C_s по устранению ошибок, составляющих долю P_s (выявленных и устраненных самостоятельно), третье – потери (штрафы) за пропущенные ошибки и выявленные РП.

Можно предположить, что число ошибок диспетчера $D^{(s)}$ в значительной мере определяется следующими факторами:

- 1) используемые средства наблюдения ОВД;
- 2) структура и организация воздушного пространства;
- 3) интенсивность воздушного движения $\lambda(t)$;
- 4) организация работы диспетчерской смены органа ОВД;
- 5) личностные характеристики.

Общее число возможных ошибок (без вмешательства диспетчера ОВД), заложенных в реальных планах полетов, также определяется не одним фактором, а по крайней мере, следующими:

- 1) качество организации воздушного пространства;
- 2) эффективность планирования использования воздушного пространства;
- 3) фактическая интенсивность воздушного движения.

Если ограничиться только таким общим для причин ошибок фактором, как интенсивность, то количество возможных ошибок W_s может быть определено с использованием зависимостей [10]

$$W_s(t) = R_s b_s [\lambda_s(t)] \text{ и } \dot{\lambda}_s(t) = -k_s \lambda_s(t) + a_s,$$

где $\lambda_s(t)$ - интенсивность потока в s -м секторе в момент времени t ; $R_s[\lambda_s(t)] = d_s[\lambda_s(t)]^{1/2}$; k_s - коэффициент суточной изменчивости интенсивности; a_s, b_s, d_s - некоторые постоянные для s -го сектора.

Применение полученных результатов

С учетом вышеизложенного можно рассмотреть следующие возможные воздействия РП [11].

1. Метод наказания-принуждения (отрицательная мотивация). В качестве управления выбирается не $\Pi_s(t)$ - штраф за единицу ошибки s -го диспетчера $D^{(s)}$, вычитаемый из премии, а доля удаляемых ошибок $P_s(t)$

$$\delta_s(t) \leq P_s(t) \leq 1 - \varepsilon(0), \quad 0 \leq \delta_s(t) \leq 1 - \varepsilon(0), \quad s = \overline{1, N},$$

точнее – минимально-допустимое число ошибок $\delta_s(t)$, которые, по мнению РП, допускаются диспетчером и РП берет их устранение на себя.

При этом для всей смены должно быть выполнено

$$\sum_{s=1}^N \frac{W_s(t)(1 - P_s(t))}{\lambda_s \cdot \Delta t} \leq Q^{\max}. \quad (3)$$

2. Метод побуждения (нейтральная мотивация). РП воздействует на показатель эффективности каждого $D^{(s)}$ путем назначения размера штрафа за допущенную ошибку $P_s(t)$. При этом минимально допустимое число ошибок $\delta_s(t)$ задано и известно. Величина управления - штрафа имеет следующие ограничения

$$0 \leq \Pi_s(t) \leq \Pi^{\max}.$$

3. Метод убеждения. Вызывает наибольшую положительную мотивацию путем предполетных и послеполетных разборов и установок. РП и все диспетчеры смены $D^{(s)}$ объединяют свои усилия для достижения минимума всех ошибок, образуя общий показатель эффективности

$$I_{\Sigma} = \max_{P_s(t) \in [0, 1]} \left[-C_{РП}(y(k)) + \sum_{s=1}^N (x_s(k) R_s(\lambda_s(k)) - C_s(P_s(k)) W_s(k)) \right] \quad (4)$$

при ограничениях (3) и ограничениях на управления – долю отфильтрованных ошибок

$$0 \leq P_s(t) \leq 1 - \varepsilon(0), \quad s = \overline{1, N}.$$

Для каждого из методов, отличающихся друг от друга как показателями эффективности, так и управляющими параметрами, имеется решение оптимизационной задачи в классе кусочно-постоянных функций для оптимальных управлений – для данной смены решение должно быть оптимальным. Решения каждой из этих динамических оптимизационных задач приводит к возможности построения правил поведения РП, обеспечивающего максимум показателя (1), и $D^{(s)}$ в иерархической игре, в которой РП информирует всех $D^{(s)}$ о выбранном методе управления (делает 1-й ход). В этих условиях $D^{(s)}$ выбирают свои действия, обеспечивающие максимум показателя эффективности (2) или (4). Для нахождения условий равновесия в этой иерархической игре можно использовать, например, подходы теории конфликтных равновесий [12].

ЛИТЕРАТУРА

1. Крыжановский Г.А., Шашкин В.В. Управление транспортными системами. - СПб.: Северная Звезда, 2001. - Ч. III.
2. Абдеев Р.Ф. Философия информационной цивилизации. - М.: ВЛАДОС, 1994.
3. Крыжановский Г.А., Солодухин В.А. Проблемы моделирования и обратные задачи оптимизации процессов деятельности, профессиональной подготовки и повышения квалификации операторов авиатранспортных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. - 2008. - № 11 (92).
4. Судаков К.В. Информационные свойства функциональных систем: теоретические аспекты // Вестник РАМН. - 1997. - № 12.
5. Судаков К.В. Биологические мотивации. - М.: Медицина, 1971.
6. Анохин П.К. Философские аспекты теории функциональной системы. Избр. труды. - М.: Наука, 1978.
7. Мулен Э. Кооперативное принятие решений: Аксиомы и модели. - М.: Мир, 1991.
8. Смольяков Э.Р. Новая теория кооперативных игр // Кибернетика и системный анализ. - 2005. - № 5.
9. Гермейер Ю. Б. Игры с непротивоположными интересами. - М.: Наука, 1976.
10. Алёшин В.И., Крыжановский Г.А., Купин В.В. Исследование неравномерности транспортных потоков при управлении воздушным движением // Мехатроника, автоматизация, управление. - М.: Новые технологии, 2009. - № 4.
11. Фатхутдинов Р.А., Сивкова Л.А. Организация производства: Практикум. - М.: Инфра-М, 2001.
12. Смольяков Э.Р. Теория конфликтных равновесий. - М.: Едиториал УРСС, 2005.

TO THE QUESTION OF THE ACTIVE ELEMENTS PREFERENCES
FORMALIZATION IN THE AIR TRAFFIC MANAGEMENT SYSTEM

Kryzhanovski G.A., Kupin V.V.

The results of the decision making process modeling in the air traffic management system are expounded with the decision-maker motivation considering and based on the approaches of the functional systems theory and cooperative game theory.

Key words: modeling, decision making, preferences, motivation.

Сведения об авторах

Крыжановский Георгий Алексеевич, 1934 г.р., окончил Ленинградский кораблестроительный институт (1958), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации, заведующий кафедрой организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов - процессы принятия решений, управление знаниями, управление в теории транспортных системах.

Купин Владимир Васильевич, 1970 г.р., окончил Академию гражданской авиации (1994), кандидат технических наук, доцент кафедры организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор более 40 научных работ, область научных интересов - процессы принятия решений в активной системе управления воздушным движением, профессиональная подготовка авиационного персонала.

УДК 656.021.8: 351.814.331.5: 351.814.335.82

МЕТОДИКА ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКАМИ ПРИЛЕТАЮЩИХ И ВЫЛЕТАЮЩИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ УВД В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

А.В. АЛЁШИН, В.И. АЛЁШИН, Н.В. БАБАЕВ, Г.А. КРЫЖАНОВСКИЙ

Для оценки ожидаемой эффективности процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов предлагается методика имитационного моделирования, позволяющая анализировать последовательность формируемых моментов времени совершения взлетно-посадочных операций в системе УВД с учетом условий организации воздушного движения в районе аэродрома.

Ключевые слова: потоки воздушных судов, математическое моделирование, пропускная способность.

Введение

Для оценки ожидаемой эффективности разрабатываемых новых способов и технологий управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов (УП ПВВС) при УВД в районе аэродрома, а также для сравнения альтернативных организационно – управленческих решений по совершенствованию процедур управления применяется математическое моделирование [1, 2, 3]. Математическое моделирование, как правило, не может претендовать на полноту учёта всех многочисленных факторов и взаимосвязей характеристик изучаемого процесса. Однако оно может помочь экспертам при разработке ответов на наиболее существенные вопросы с учётом наиболее существенных факторов на ранних этапах проектирования новых систем. К имитационному моделированию, как одному из видов математического моделирования, прибегают, как правило, в тех случаях, когда по каким либо причинам не удаётся получить необходимые аналитические выражения для анализа исследуемых процессов. Для осуществления имитационного моделирования процессов УП ПВВС необходимо выделить наиболее существенные характеристики этих процессов и построить имитационные процедуры, позволяющие при заранее заданных конкретных сочетаниях основных параметров получать оценки значений показателей эффективности.

Деятельность системы УВД при управлении потоками воздушных судов

В общем случае, при управлении потоками воздушных судов деятельность системы УВД заключается в некотором преобразовании потоков ВС, поступающих на конкретный элемент структуры воздушного пространства (рис. 1).

С целью обеспечения безопасности полетов (для предотвращения столкновений) диспетчер УВД контролирует и корректирует интервалы движения воздушных судов. Поэтому в качестве результата деятельности системы УВД можно рассматривать упорядоченные потоки воздушных судов, отличающиеся формируемой диспетчером новой очередностью

движения и новыми интервалами между воздушными судами. При этом, технологически,



Рис. 1

деятельность системы УВД и ее результаты зависят от рассматриваемого элемента структуры воздушного пространства (сектор УВД, участок маршрута ОВД, точка схождения или пересечения маршрутов, аэродром), а также от установленных правил и процедур формирования очередности и интервалов движения воздушных судов. Статистически различие свойств входного и выходного потоков ВС может характеризоваться функцией распределения $f(\tau)$ случайной величины τ интервала между воздушными судами до и после преобразования.

Одной из наиболее существенных характеристик процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов является время совершения взлётно-посадочных операций [3]. Временем совершения взлётно-посадочных операций для вылетающих воздушных судов можно считать моменты времени пролёта фиксированной точки после взлёта (например, момент времени пролёта над торцом ВПП или момент времени набора заданной высоты после взлёта). Для прилетающих ВС – это моменты времени пролёта фиксированной точки на предпосадочной траектории (например, момент времени пролёта ближнего приводного радиомаяка). Именно такими моментами времени управляет система УВД при формировании очередности и интервалов совершения взлётно-посадочных операций. Соотношениями этих моментов времени в управляемом потоке (после вмешательства системы УВД), по сравнению с моментами времени в неуправляемом потоке (в случае не вмешательства системы УВД), определяются задержки воздушных судов при маневрировании перед заходом на посадку или перед взлётом и, как следствие, пропускная способность системы УВД.

Известные математические модели оценки эффективности УП ПВВС

Известны исследования по определению одного из основных показателей эффективности процессов УП ПВВС – пропускной способности системы УВД в зоне взлёта и посадки (ЗВП) [1, 2]. Этот показатель определяется отдельно для потока прилетающих ($\mu^{\text{прил}}$) и для потока вылетающих ($\mu^{\text{выл}}$) воздушных судов из условия приоритета прилёта над вылетом. Вместе эти два значения характеризуют производительность системы УВД в зоне взлёта и посадки, как предельное количество принимаемых и выпускаемых в районе аэродрома воздушных судов в единицу времени (ВС в час). При этом, оценка пропускной способности системы УВД выполняется по результатам математического моделирования процессов УП ПВВС в предположении о пуассоновости и независимости друг от друга случайных потоков прилёта и вылета с интенсивностями соответственно $\lambda^{\text{прил}}$ и $\lambda^{\text{выл}}$ (независимые простейшие потоки). Для повышения пропускной способности системы УВД в зоне взлёта и посадки рассматриваются возможности сокращения формируемых в системе УВД интервалов выполнения взлётно-посадочных операций в режимах “посадка-посадка” $x_{\text{пп}}$, “взлёт-взлёт” $x_{\text{вв}}$, “взлёт-посадка-взлёт” $x_{\text{вппв}}$. Основанием для сокращения указанных интервалов могут быть такие организационно-технические мероприятия по совершенствованию системы УВД, как строительство скоростных рулёжных дорожек, повышение точности выдерживания экипажем и прогнозирования в системе УВД времени движения прилетающих и вылетающих воздушных судов.

Пропускная способность $\mu^{\text{прил}}$ системы УВД в зоне взлёта и посадки для потока прилетающих ВС определяется, как максимальная интенсивность $\lambda^{\text{прил}}$ потока прилетающих ВС, при которой ещё не нарушаются заданные ограничения $y^{\text{р}}$ на среднее время задержки у прилетающих ВС перед заходом на посадку [1, 2]

$$\mu^{\text{прил}} = \max \lambda^{\text{прил}} \{y \leq y^{\text{р}}\}; \quad (1)$$

$$y^{\text{р}} = \begin{cases} 4_{\text{мин}} - \text{по правилам полетов по приборам (ППП)} \\ 1_{\text{мин}} - \text{по правилам визуальных полетов (ПВП)} \end{cases}.$$

Для оценки показателя (1) необходимо построить характеристику задержек $y(\lambda)$, определяющую зависимость среднего времени задержки прилетающих ВС от интенсивности λ потока поступающих в систему УВД воздушных судов. При математическом моделировании

процессов управления потоком прилетающих ВС в рамках теории массового обслуживания для систем типа M/G/1 [4] формула для характеристики задержек имеет следующий вид [1, 2]

$$y(\lambda) = \frac{\lambda(m_x^2 + \sigma_x^2)}{2(1 - \lambda m_x)}, \quad (2)$$

где m_x – математическое ожидание случайной величины $x_{пп}$ формируемого в системе УВД интервала посадки; σ_x – стандартное отклонение случайной величины $x_{пп}$.

Подставляя y^{ip} вместо y в левую часть выражения (2) и выражая λ из полученного уравнения, можно получить математическую модель для искомого показателя пропускной способности системы УВД в зоне взлёта и посадки для потока прилетающих ВС

$$\mu^{прил} = \frac{2y^{ip}}{m_x [2y^{ip} + m_x (1 + c^2)]}, \quad (3)$$

где c – коэффициент вариации случайной величины $x_{пп}$ $c = \frac{\sigma_x}{m_x}$.

Пропускная способность $\mu^{выл}$ системы УВД в зоне взлёта и посадки для потока вылетающих ВС определяется как максимальная интенсивность $\lambda^{выл}$ потока вылетающих ВС, которые могут успеть выполнить необходимые взлётные операции на ВПП в случайно образующиеся интервалы “незанятости” ВПП между прилетающими ВС.

Математическое моделирование процессов обслуживания вылетающих ВС при безусловном приоритете прилётов перед вылетами позволило вывести точную формулу указанного показателя [2]

$$\mu^{выл} = (1 - \lambda m_x) \lambda \frac{\exp\{-\lambda(m_{x_{вле}} - m_x)\}}{1 - \exp\{-\lambda m_{x_{вле}}\}}, \quad (4)$$

где λ – ожидаемая интенсивность потока прилетающих ВС; $m_{x_{вле}}$ – математическое ожидание случайной величины $x_{вле}$; $m_{x_{вле}}$ – математическое ожидание случайной величины $x_{впп}$.

Математические модели (2), (3) и (4) позволяют оценить пропускную способность системы УВД в зоне взлёта и посадки для идеального варианта процедур управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов (в условиях отсутствия каких-либо ограничений на время задержки прилетающих ВС при маневрировании перед заходом на посадку). Однако реальные процедуры формирования потоков прилета и вылета при УВД в зоне взлета и посадки, как правило, не вполне соответствуют идеальным. На многих аэродромах организация воздушного движения не лишена существенных ограничений по используемым задержкам воздушных судов при формировании очередности и интервалов посадки (дискретность, ограничения снизу, ограничения сверху). Кроме того, для повышения пропускной способности системы УВД в условиях экстремальных перегрузок некоторыми специалистами предлагаются новые процедуры управления, для которых аналитические модели не разработаны. Поэтому, в условиях отсутствия соответствующих аналитических моделей, для анализа и оценки эффективности процессов УП ПВВС широкого спектра существующих систем УВД в районе аэродрома необходима разработка методов имитационного моделирования.

Для организации имитационного моделирования процессов УП ПВВС необходимо разработать имитационные процедуры для наиболее существенных характеристик анализируемых процессов с учетом конкретных условий организации воздушного движения в районе аэродрома.

Методика имитационного моделирования

На рис. 2 приведена общая схема организации имитационного моделирования процессов УП ПВВС.

Методика имитационного моделирования в соответствии с приведенной схемой может быть рассмотрена в виде последовательности этапов (операций).

Этап № 1. Подготовка исходных данных.

В качестве исходных данных для имитационного моделирования необходимо определить следующие характеристики (параметры): нормативные интервалы $X_{пп}$ посадки прилетающих ВС (блок 12 рис. 2), нормативные интервалы $X_{вв}$ и $X_{впв}$ выполнения взлётно-посадочных операций в режимах “взлет-взлет” и “взлет-посадка-взлет” (блок 18), а также ограничения $Z^{доп}$ на величину времени задержки прилетающих ВС при формировании очередности и интервалов захода на посадку (блок 13).

Вектор $X_{пп}$ нормативных интервалов посадки (блок 12) определяется значениями временных интервалов, назначаемых в АС УВД при управлении потоком заходящих на посадку воздушных судов для конкретных сочетаний эксплуатируемых типов ВС (блок 11). Эти значения определяются с учетом ограничений по безопасным интервалам движения ВС в зоне взлета и посадки (блок 15), которые действующими руководящими документами могут определяться как в минутах (1 мин, 2 мин, 3 мин), так и в километрах (5 км, 10 км). При этом в зависимости от навигационной точности выдерживания заданного времени полета или интервала прибытия (блок 14) нормативные интервалы должны назначаться несколько большими, чем безопасные, для компенсации погрешностей их выдерживания на траекториях прибытия с тем, чтобы ограничить вероятность (частоту) принудительного ухода на второй круг при нарушении безопасных интервалов. В ряде случаев диспетчер УВД формирует “избыточные” интервалы посадки не только с учетом необходимости компенсации погрешностей прогнозирования воздушной обстановки, но и с учетом “некомфортных” условий движения на ВПП (блок 16) для конкретных типов ВС, когда время маневрирования прилетающего ВС после посадки для освобождения ВПП может оказаться чрезмерно большим по сравнению с безопасным интервалом на предпосадочной прямой. В частности, на некоторых аэродромах недостаточное количество рулежных дорожек приводит к необходимости разворота воздушного судна после торможения и руления по ВПП к рулежной дорожке.

Вектор $X_{вв}$ нормативных интервалов движения в режиме “взлет-взлет” (блок 18) по аналогии с вектором $X_{пп}$ формируется с учетом действующих безопасных интервалов $X_{вв}^{безоп}$ в режиме “взлет-взлет” для конкретных сочетаний типов вылетающих воздушных судов и характеристик вектора случайных величин $X_{вв}^{ВПП}$ времени занятости ВПП вылетающими ВС. Конкретные реализации каждой из случайных величин $x_{вв}^{ВПП}$ вектора $X_{вв}^{ВПП}$ могут быть определены непосредственным измерением, как интервал времени от разрешения исполнительного старта вылетающему ВС до достижения при разбеге некоторой точки А на ВПП, где диспетчер старта может выдавать разрешение исполнительного следующему очередному вылетающему воздушному судну. В качестве исходного для имитационного моделирования необходимо выбирать больший из двух нормативных интервалов, получаемых с учетом безопасных интервалов взлета или с учетом времени занятости ВПП вылетающими ВС.

Нормативные значения интервалов $x_{впв}$ вектора $X_{впв}$ в режиме “взлет-посадка-взлет” определяются с учетом величины формируемого в системе УВД интервала $x_{впв}^{УВД}$, измеряемого, как время полета прилетающего ВС от точки расчетной позиции на предпосадочной траектории до некоторой точки Б на ВПП после приземления, достижение которой позволяет диспетчеру старта выдавать разрешение исполнительного очередному вылетающему ВС. Под точкой расчетной позиции здесь имеется в виду точка, размещенная на предпосадочной траектории на допустимом удалении от торца ВПП, до достижения которой прилетающим воздушным судном диспетчер старта может выдавать разрешение исполнительного впереди идущему вылетающему ВС.

Этап № 2. Формирование потоков, поступающих в систему УВД прилетающих воздушных судов.

Наиболее существенными характеристиками потоков, поступающих на обслуживание в систему УВД прилетающих воздушных судов для формирования очередности и интервалов захода на посадку, являются их интенсивность λ (блок 1), типы ВС (блок 11) и ожидаемое (расчетное) время прибытия $t_k, k = \overline{1, n}$, где n – общее количество воздушных судов в имитируемых входных потоках. Здесь имеется в виду, что общий (суммарный) поток поступающих воздушных судов интенсивностью λ может быть представлен как сумма более мелких потоков воздушных судов конкретных типов (классов). Имитационная процедура формирования потока поступающих в систему УВД воздушных судов (блок 2) может быть реализована методом Монте-Карло генератором случайных значений $\tau_k (k = \overline{1, n})$ ожидаемого интервала прибытия с заранее заданным законом распределения $f(\tau)$. В случае независимости друг от друга расчётных моментов времени прибытия воздушных судов с высокой степенью достоверности для имитации смешанного потока может применяться Пуассоновский закон распределения с показательным законом распределения интервалов

$$f(\tau) = \lambda e^{-\lambda \tau}, \quad (5)$$

где λ – заранее заданный фиксированный параметр для конкретной процедуры имитационного моделирования. Если при имитационном моделировании преследуется цель анализа процессов в системе УВД для строго фиксированного значения γ количества поступающих в систему воздушных судов в час ($\gamma = \text{const}$) при случайных интервалах τ , то для моделирования вместо Пуассоновского потока может быть применен поток Пальма [5]. Последовательность моментов времени t_k поступления воздушных судов в суммарном потоке формируется с помощью простой рекуррентной процедуры

$$t_k = t_{k-1} + \tau_k, (k = \overline{1, n}), \text{ где } t_1 = 0. \quad (6)$$

Для имитации смешанного потока разнотипных воздушных судов конкретных классов (легкий, средний, тяжелый) каждому значению t_k времени поступления в систему УВД может быть присвоен дополнительный индекс s , означающий принадлежность данного воздушного судна к одному из трех классов ($s \in \{1, 2, 3\}$). Назначение индекса s может быть произведено с помощью дополнительного генератора случайных чисел с равномерным законом распределения и фиксированными границами селекции, соответствующими процентному соотношению классов воздушных судов в смешанном потоке.

Этап № 3. Формирование управляемых интервалов посадки.

Управляемый интервал посадки x_k должен определяться из готовой таблицы нормативных интервалов (блок 12) с учетом сочетания классов очередного k -го воздушного судна и следующим за ним $(k+1)$ -го. Его значение в процессе имитации может выбираться в блоке 3 с учетом формируемой очередности захода на посадку. Однако в случае “рукопашного” управления, когда диспетчер УВД формирует интервалы посадки случайным образом по своему усмотрению, имитация может базироваться на априори исследованном законе распределения $f(x)$ формируемых диспетчером интервалов посадки x . В этом случае случайные значения x_k управляемого интервала посадки с известными параметрами распределения m_x и σ_x могут формироваться с помощью специального генератора (блок 9). Следует иметь в виду, что генерируемые таким образом значения случайной величины x управляемого интервала посадки могут не совпадать со значениями случайной величины τ^* интервалов между воздушными судами в упорядоченном потоке ВС (после вмешательства системы УВД). Это связано с тем, что вмешательство системы УВД при формировании очередности и интервалов посадки осуществляется не в каждое значение τ интервала поступления ВС.

Этап № 4. Формирование очередности и интервалов захода на посадку.

Имитация процедуры формирования очередности и интервалов захода на посадку прилетающих ВС (блок 3) может быть осуществлена путем анализа сформированных на этапе № 2 интервалов поступления τ_x и формируемых на этапе № 3 управляемых интервалов посадки x_k (блок 9) на основании принятых правил (блок 10). Результатом такой имитационной процедуры становится поток назначенных системой УВД моментов времени $t_k^*, (k = \overline{1, n})$ совершения посадочных операций и образующихся при этом значений $z_k, (k = \overline{1, n})$ задержек прилетающих ВС при маневрировании перед заходом на посадку.

Этап № 5. Оценка эффективности системы УВД.

При определении пропускной способности системы УВД для потока прилетающих ВС (блок 5) необходимо выполнить многократное имитационное моделирование процессов формирования очередности и интервалов посадки (этапы №2 - №4) для различных значений параметра λ (блок 1) с построением характеристики задержек [2] (блок 4) и с учетом нормативных ограничений на параметры распределения случайной величины z (блок 6).

Потенциальная пропускная способность системы УВД для потока вылетающих воздушных судов (блок 8) может быть определена на основании оценки статистических характеристик времени “незанятости” ВПП прилетающими ВС (блок 7) с учетом нормативных интервалов $X_{вв}$ и $X_{впв}$ (блок 18).

Заключение

Таким образом, предлагаемая методика имитационного моделирования процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов позволяет организовать имитацию моментов времени совершения взлетно-посадочных операций при УВД в районе аэродрома с анализом формируемых задержек при маневрировании перед заходом на посадку и с оценкой пропускной способности системы УВД.

Необходимо отметить, что вместо имитации потока поступающих воздушных судов с применением генератора случайных чисел на входе системы УВД (блок 2) может быть сформирован реальный поток прилетающих воздушных судов в часы пик для конкретного аэродрома. С этой целью необходимо определить пиковые часы (например, три “максимальных” часа из 24-х в сутки [6]) и набрать достаточную статистику расчетных моментов времени прибытия воздушных судов. В этом случае по результатам имитационного моделирования могут быть получены характеристики эффективности анализируемой системы УВД для реальной тестовой выборки потока прилетающих воздушных судов в часы пик.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алёшин В.И., Дарымов Ю.П., Крыжановский Г.А. и др. Организация УВД / под ред. Г.А. Крыжановского. - М.: Транспорт, 1988.
2. Алёшин В.И., Бабаев Н.В., Крыжановский Г.А. и др. Методические рекомендации по организации управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов в районе аэродрома. - М.: Воздушный транспорт, 1993.
3. Алёшин А.В., Алёшин В.И., Бабаев Н.В., Крыжановский Г.А. Задача математического моделирования процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов при управлении воздушным движением. В кн.: Проблемы лётной эксплуатации и безопасность полётов: межвуз. сб. науч. тр. - Вып. IV / под ред. М.Ю. Смурова. - СПбГУ ГА, 2010.
4. Клейнрок Л. Теория массового обслуживания. - М.: Машиностроение, 1979.
5. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. - М.: Наука, 1969.
6. Алешин В.И., Крыжановский Г.А., Купин В.В. Распределение обслуживаемых воздушных судов по часам суток в системе УВД // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2008. - № 136.

SIMULATION PROCEDURES FOR AIR TRAFFIC MANAGEMENT SERVICE CONTROLLING AIRCRAFTS LANDING AND TAKING OFF IN A TERMINAL CONTROL AREA

Aleshin A.V., Aleshin V.I., Babaev N.V., Kryzhanovskiy G.A.

This paper outlines simulation procedures allowing one to analyze and evaluate the efficiency of operation sequences controlling landing and taking off aircrafts subject to air traffic management in a terminal control area.

Key words: arrival flows, numerical simulation, capacity.

Сведения об авторах

Алёшин Алексей Владимирович, 1988 г.р., окончил СПбГУ ГА (2010), аспирант кафедры организации и управления в транспортных системах, автор 1 научной работы, область научных интересов – математическое моделирование процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов.

Алёшин Владимир Иванович, 1951 г.р., окончил КИИГА (1975), кандидат технических наук, доцент кафедры организации и управления в транспортных системах, автор более 70 научных работ, область научных интересов – организация воздушного пространства в системе УВД.

Бабаев Николай Васильевич, 1957 г.р., окончил КИИГА (1979), кандидат технических наук, доцент, старший преподаватель Сибирского филиала Института аэронавигации, автор более 40 научных работ, область научных интересов – организация воздушного движения.

Крыжановский Георгий Алексеевич, 1934 г.р., окончил Ленинградский кораблестроительный институт (1958), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации, заведующий кафедрой организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – процессы принятия решений, управление знаниями в теории транспортных систем.

УДК 656.021.8: 351.814.331.5: 351.814.335.82

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППАМИ ПРИЛЕТАЮЩИХ И ВЫЛЕТАЮЩИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ УВД В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

А.В. АЛЁШИН

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

Рассмотрен пример анализа ожидаемой эффективности управления группами прилетающих и вылетающих воздушных судов по результатам имитационного моделирования с учетом условий организации воздушного движения в районе аэродрома.

Ключевые слова: потоки воздушных судов, математическое моделирование, пропускная способность.

Введение

В последнее время с целью повышения пропускной способности системы УВД при формировании очередности и интервалов движения ВС в районах перегруженных аэродромов рассматриваются возможности искусственного формирования групп прилетающих и вылетающих воздушных судов так, чтобы увеличить общее количество обслуживаемых воздушных судов в часы пик. При поочередном обслуживании групп “прилетающие ВС” и “вылетающие ВС” результирующая пропускная способность системы УВД в зоне взлёта и посадки конкретного аэродрома может возрасти в связи с тем, что формируемые интервалы посадки $x_{пп}$ и взлёта $x_{вв}$ могут быть значительно меньшими по величине по сравнению с интервалами $x_{впв}$ (“взлёт-посадка-взлёт”) [1]. Такое управление воздушным движением, заключающееся в искусственном комплектовании групп прилёта и вылета в районе аэродрома в настоящее время не изучено, и, соответствующие аналитические модели для оценки эффективности и оптимизации процессов управления не разработаны. Поэтому представляется целесообразным разработать соответствующие алгоритмы в рамках методики имитационного моделирования процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов (УП ПВВС) при УВД в районе аэродрома [1] для получения оценок эффективности в сравнении с эффективностью традиционных процедур [2].

Исходные данные и допущения

Для упрощения процедур имитационного моделирования с целью сравнительной оценки двух технологий УП ПВВС в рамках разработанной методики [1] в качестве исходных данных можно принять следующие допущения:

1. Поток поступающих в систему УВД воздушных судов простейший (Пуассоновский), где интервалы между расчетными моментами времени посадки воздушных судов подчиняются показательному закону распределения.

2. По результатам исследования случайной величины x управляемого интервала посадки, формируемого при УВД на конкретном аэродроме для смешанного (разнотипного) потока прилетающих ВС получена оценка среднего значения $m_x=1,5$ мин. (90 с). При определении нормативных значений $X_{пп}$ интервала посадки прилетающих ВС в первом приближении можно принять их равными m_x , пренебрегая неоднородностью потока поступающих в систему УВД воздушных судов.

3. Измеренные на анализируемом аэродроме значения формируемого в системе УВД интервала между воздушными судами в режиме “взлет-взлет” позволяют выбрать в качестве нормативной величину 1,4 минуты. Соответствующие значения нормативного интервала для режима “взлет-посадка-взлет” при двух различных режимах использования ВПП составляют соответственно 8,5 минуты и 2,83 минуты.

4. Ограничения на величину времени задержки z прилетающих и вылетающих ВС отсутствуют.

Формирование групп прилетающих воздушных судов

Деятельность системы УВД при управлении группами подразумевает, что диспетчер будет не только следить за нарушением минимальных безопасных интервалов между прилетающими воздушными судами, но и, наоборот, сокращать эти интервалы в случаях, когда они заметно превышают минимально допустимые. Для реализации такой технологии необходимо задаваться минимальным значением N количества воздушных судов в формируемой группе прилетающих ВС. Группы размером больше N могут формироваться сами собой в случае, если интервалы между последним ВС в группе и следующим после него оказываются меньше допустимых. Размер группы N является одним из основных параметров рассматриваемой процедуры формирования очередности и интервалов захода на посадку.

При управлении потоком прилетающих воздушных судов в районе аэродрома нет возможности заставить одно воздушное судно догнать следующее перед ним, и управляющим воздействием может быть лишь назначение задержки прибытия воздушного судна тем или иным способом [2]. С целью формирования группы при рассмотрении всех возможных ситуаций случайно образующихся интервалов между прилетающими воздушными судами необходимо учесть, что в каждой группе всегда найдётся такое воздушное судно, задерживать которое нет необходимости. Рассмотрим для примера возможные варианты формирования группы из трёх ($N=3$) прилетающих воздушных судов (рис. 1).

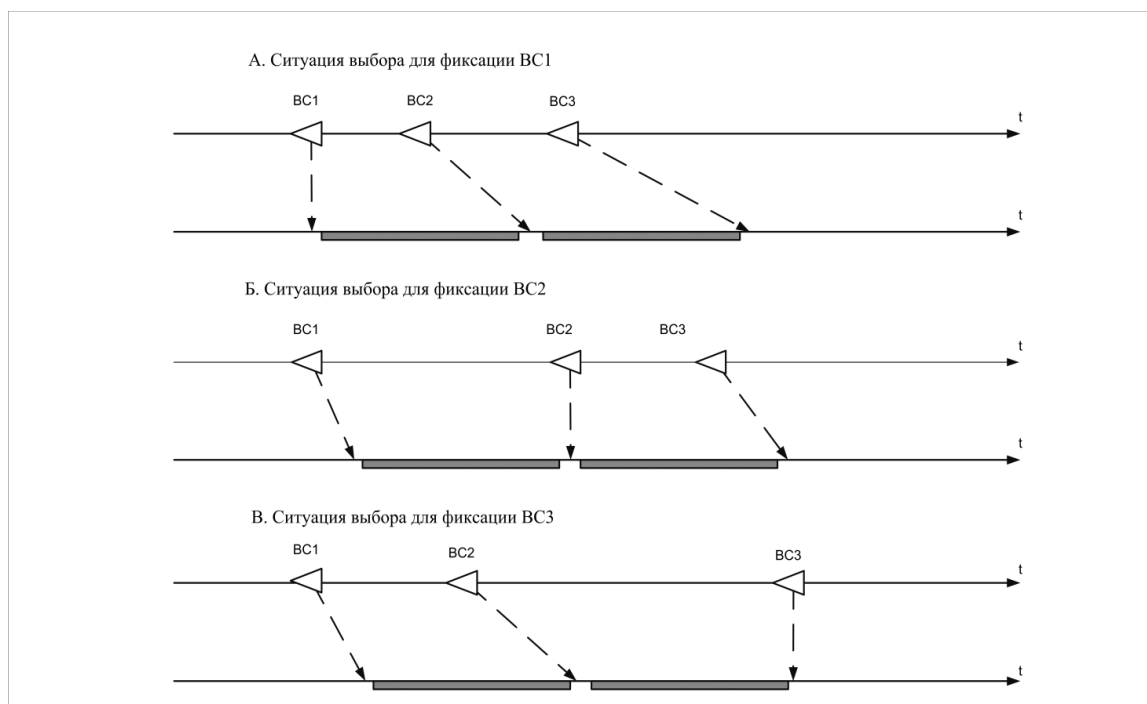


Рис. 1

Введём обозначения:

τ_i – интервал времени между последовательными поступлениями в систему i -го и $(i+1)$ -го воздушных судов.

x_{nn} – назначаемый в системе УВД нормативный интервал между последовательными посадками прилетающих ВС.

Рациональная стратегия формирования группы прилетающих воздушных судов на примере $N=3$ может заключаться в последовательности следующих действий:

1. Выделение очередной группы из трёх воздушных судов.
2. Определение интервалов τ_i в группе трёх прилетающих воздушных судов.
3. Определение внутри группы одного фиксируемого относительно времени прибытия (не задерживаемого) воздушного судна (в разных ситуациях таким фиксируемым воздушным судном может быть каждое из трёх).
4. Назначение времени прибытия для каждого из трёх воздушных судов в группе, с учётом зафиксированного ВС и планируемого интервала посадки x_{nn} .

Третий и четвёртый пункты рассмотренной последовательности (поиск одного из трёх фиксируемого ВС) выполняются по специальному алгоритму:

1. Первое воздушное судно не задерживать и назначить ему время посадки, соответствующее расчётному времени прибытия, при выполнении следующих условий

$$\tau_1 \leq x_{nn} \quad \text{и} \quad \tau_1 + \tau_2 \leq 2x_{nn}.$$

В таком случае, второму и третьему воздушным судам время посадки назначить позже первого на x_{nn} и $2x_{nn}$ соответственно (ситуация А на рис. 1).

2. Второе воздушное судно не задерживать и назначить ему время посадки, соответствующее расчётному времени прибытия, при выполнении следующих условий

$$\tau_1 > x_{nn} \quad \text{и} \quad \tau_2 \leq x_{nn}.$$

В таком случае первому воздушному судну должно быть назначено время посадки на x_{nn} меньше, чем второму, а третьему – на x_{nn} позже, чем второму (ситуация Б на рис. 1).

3. Третье воздушное судно не задерживать и назначить ему время посадки, соответствующее расчётному времени прибытия, при выполнении условий

$$\tau_1 + \tau_2 > 2x_{nn} \quad \text{и} \quad \tau_2 > x_{nn}.$$

В таком случае первому и второму воздушным судам должно быть назначено время посадки более раннее, чем третьему, на величину $2x_{nn}$ и x_{nn} соответственно (ситуация В на рис. 1).

Подобные логические условия можно написать для групп из четырёх и более ВС. Для того чтобы при любом размере группы N можно было найти номер воздушного судна в группе, которое не будет задержано, можно построить матрицу состояний (рис. 2).

Матрица состояний позволяет организовать рациональный алгоритм формирования групп в потоке прилетающих воздушных судов, содержащий операции поиска фиксируемого ВС каждой группы при заранее заданном N с последующим специально организованным назначением персональных значений времени прибытия остальным воздушным судам в группе.

В общем алгоритме имитационного моделирования входными данными являются нормативные интервалы выполнения взлётно-посадочных операций. Для заданных интервалов выполняется циклический перебор возможных интенсивностей движения воздушных судов. Для каждой конкретной интенсивности генерируется случайный пуассоновский поток расчетных моментов времени совершения посадочных операций. Производится перебор значений N размера формируемых групп прилетающих воздушных судов, где в зависимости от N для каждого ВС рассчитывается рекомендуемое (назначаемое) время совершения операции и соответствующие задержки. Значения средних задержек воздушных судов для каждого из сочетаний параметров (интервалы взлётно-посадочных операций, интенсивность воздушного движения и размер формируемых групп) выводятся в файл для дальнейшего анализа.

Фиксируемое ВС	N = 6						N = 10	
	N = 5			N = 4			N = 3	
	N = 2		N = 3		N = 4		N = 5	
	N = 2		N = 3		N = 4		N = 5	
BC1	$\tau_1 \leq x_{nn}$	$\tau_1 + \tau_2 \leq 2x_{nn}$	$\tau_1 + \tau_2 + \tau_3 \leq 3x_{nn}$	$\sum_{i=1}^4 \tau_i \leq 4x_{nn}$	$\sum_{i=1}^5 \tau_i \leq 5x_{nn}$	...	$\sum_{i=1}^9 \tau_i \leq 9x_{nn}$	
BC2	$\tau_1 \leq x_{nn}$	$\tau_2 \leq x_{nn}$	$\tau_2 + \tau_3 \leq 2x_{nn}$	$\tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \leq 2x_{nn}$	$\sum_{i=2}^5 \tau_i \leq 4x_{nn}$	...	$\sum_{i=2}^9 \tau_i \leq 8x_{nn}$	
BC3	$\tau_1 + \tau_2 \leq 2x_{nn}$	$\tau_2 \leq x_{nn}$	$\tau_3 \leq x_{nn}$	$\tau_3 + \tau_4 \leq 2x_{nn}$	$\tau_3 + \tau_4 + \tau_5 \leq 3x_{nn}$	...	$\sum_{i=2}^9 \tau_i \leq 7x_{nn}$	
BC4	$\tau_1 + \tau_2 + \tau_3 \leq 3x_{nn}$	$\tau_2 + \tau_3 \leq 2x_{nn}$	$\tau_3 \leq x_{nn}$	$\tau_4 \leq x_{nn}$	$\tau_4 + \tau_5 \leq 2x_{nn}$	...	$\sum_{i=4}^9 \tau_i \leq 6x_{nn}$	
BC5	$\sum_{i=1}^4 \tau_i \leq 4x_{nn}$	$\tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \leq 3x_{nn}$	$\tau_3 + \tau_4 \leq 2x_{nn}$	$\tau_4 \leq x_{nn}$	$\tau_5 \leq x_{nn}$	...	$\sum_{i=5}^9 \tau_i \leq 5x_{nn}$	
BC6	$\sum_{i=1}^5 \tau_i \leq 5x_{nn}$	$\sum_{i=2}^5 \tau_i \leq 4x_{nn}$	$\tau_3 + \tau_4 + \tau_5 \leq 3x_{nn}$	$\tau_4 + \tau_5 \leq 2x_{nn}$	$\tau_5 \leq x_{nn}$	...	$\sum_{i=6}^9 \tau_i \leq 4x_{nn}$	
...	...	...	...	...	...	...	...	...
BC10	$\sum_{i=1}^9 \tau_i \leq 9x_{nn}$	$\sum_{i=2}^9 \tau_i \leq 8x_{nn}$	$\sum_{i=3}^9 \tau_i \leq 7x_{nn}$	$\sum_{i=4}^9 \tau_i \leq 6x_{nn}$	$\sum_{i=5}^9 \tau_i \leq 5x_{nn}$	...	$\tau_9 \leq x_{nn}$	

Рис. 2

Результаты имитационного моделирования

На рис. 3 приведены зависимости среднего времени задержки $\bar{\tau}$ от интенсивности потока $\lambda_{\text{прил}}$ прилетающих воздушных судов. Самая нижняя кривая на графике ($N=1$) показывает характеристику задержек для традиционной технологии формирования интервалов посадки. Другие зависимости отражают соответствующие характеристики для случая формирования групп прилетающих ВС различного размера ($N=2,3..10$). Возрастание времени задержек прилетающих воздушных судов с уменьшением интенсивности λ в левой части полученных зависимостей при $N \geq 2$ объясняется процедурой “уплотнения” прилетающих воздушных судов в группы. В правой части зависимостей при увеличении λ задержки возрастают по причине “растягивания” интервалов в случаях $\tau < x_{nn}$.

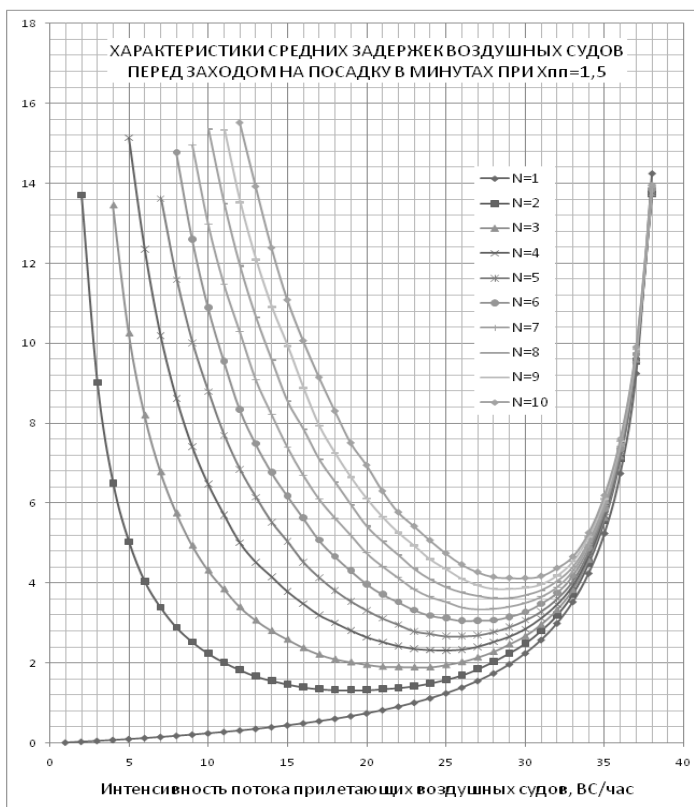


Рис. 3

На рис. 4 и 5 приведены зависимости пропускной способности системы УВД для потока вылетающих воздушных судов от интенсивности потока прилетающих воздушных судов соответственно для двух различных режимов использования ВПП на рассматриваемом аэродроме. Самая нижняя кривая на графике ($N=1$) показывает характеристику пропускной способности для традиционной технологии формирования интервалов посадки. Уменьшение пропускной способности системы УВД для потока вылетающих ВС с увеличением интенсивности потока прилетающих объясняется сокращением интервалов времени “незанятости” ВПП между группами прилетающих ВС, используемых для выпуска вылетающих ВС. При сравнении зависимостей, соответствующих формированию групп воздушных судов ($N \geq 2$), с зависимостью, соответствующей традиционной технологии управления ($N=2$), можно заметить увеличение пропускной способности для потока вылетающих ВС при увеличении параметра N размера формируемых групп в потоке прилетающих ВС. Причём, второй вариант режима использования ВПП при $x_{\text{env}} = 2,83 \text{ мин}$ (рис. 5), по сравнению с первым вариантом при $x_{\text{env}} = 8,5 \text{ мин}$ (рис. 4), обеспечивает большую пропускную способность в случае традиционной технологии управления, но меньший прирост пропускной способности при переходе на новую технологию.

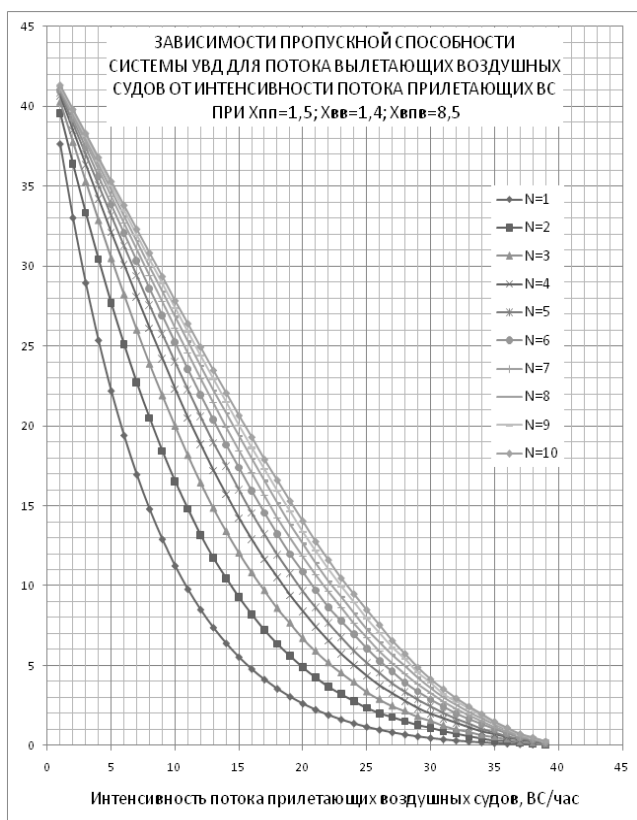


Рис. 4

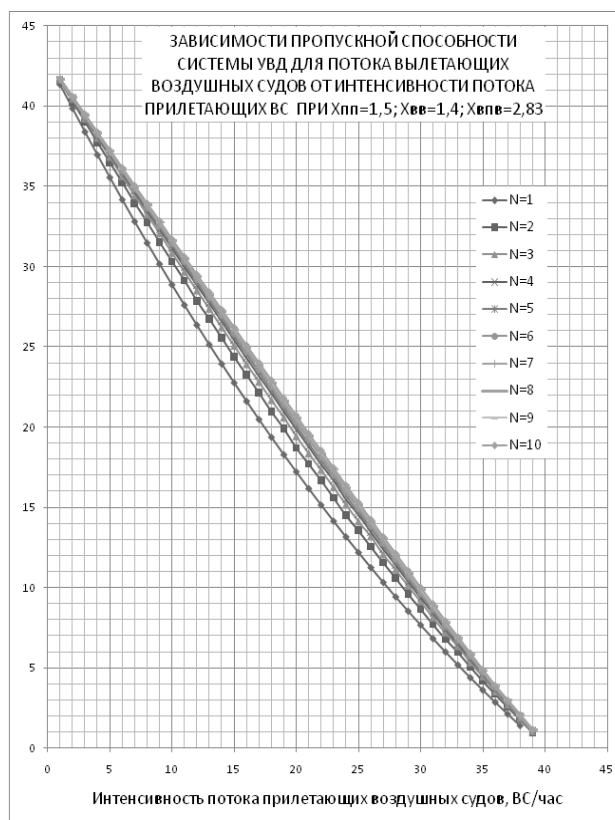


Рис. 5

Определение оптимальной стратегии формирования групп

Оптимизация процессов управления группами прилетающих и вылетающих воздушных судов заключается в выборе оптимального размера N формируемых групп прилетающих воздушных судов в зависимости от интенсивности движения при заданных характеристиках формируемых интервалов выполнения взлётно-посадочных операций на конкретном аэродроме с учётом ограничения $y \leq 4 \text{ мин}$ на среднее время задержки.

На рис. 6 приведен полученный по результатам имитационного моделирования пример оптимального плана определения размера формируемых групп в зависимости от интенсивности потока прилетающих воздушных судов для рассмотренных параметров формируемых в системе УВД интервалов выполнения взлетно-посадочных операций. Оптимальный план сформирован путём анализа зависимостей, приведенных на рис. 3. Соответствующая оптимальному плану характеристика пропускной способности системы УВД для потока вылетающих воздушных судов, в сравнении с пропускной способностью для традиционной технологии формирования интервалов, приведена на рис. 7. Из рисунка видно, что при интенсивности прилётов более 5 воздушных судов в час применение новой технологии позволяет повысить пропускную способность. Соответствующая величина прироста пропускной способности приведена на рис. 8. Из рисунка видно, что при средней интенсивности прилётов в диапазоне от 10 до 27 воздушных судов в час, эффект повышения пропускной способности достигает значений 5 – 9 воздушных судов в час.

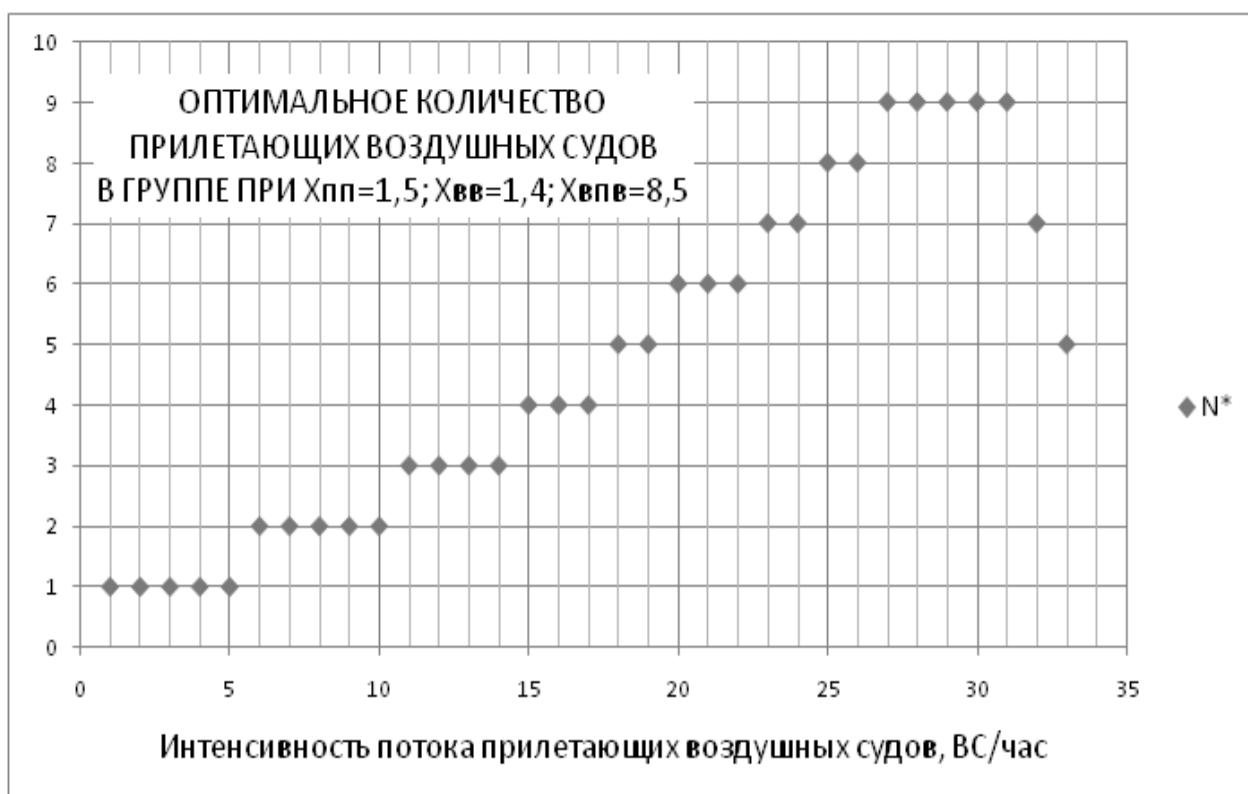


Рис. 6

На рис. 9 приведены значения дополнительных задержек прилетающих воздушных судов, возникающих при новой технологии в сравнении с традиционной. Этот прирост представляет собой “цену” за повышение пропускной способности системы УВД для потока вылетающих воздушных судов. Удельный прирост среднего времени задержки, приходящийся на одно дополнительное воздушное судно в потоке вылета, приведен на рис. 10.

Таким образом, с целью оптимизации процессов управления группами прилетающих и вылетающих воздушных судов в районе аэродрома, имитационное моделирование позволяет составить оптимальный план формирования групп прилетающих ВС (рис. 6). При этом могут быть построены специальные характеристики, позволяющие оценивать ожидаемую эффективность по пропускной способности (рис. 7 и 8), а также ожидаемые дополнительные потери по времени задержки (рис. 9 и 10).

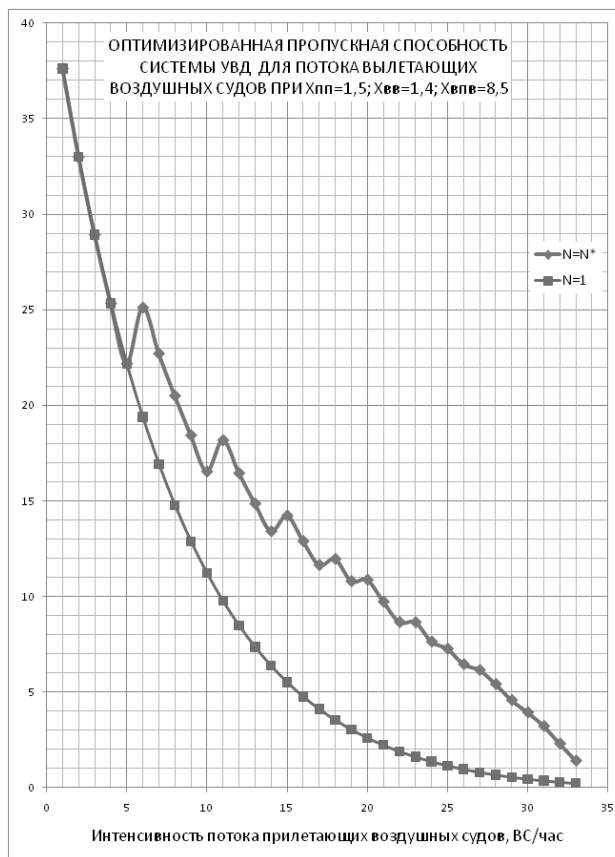


Рис. 7

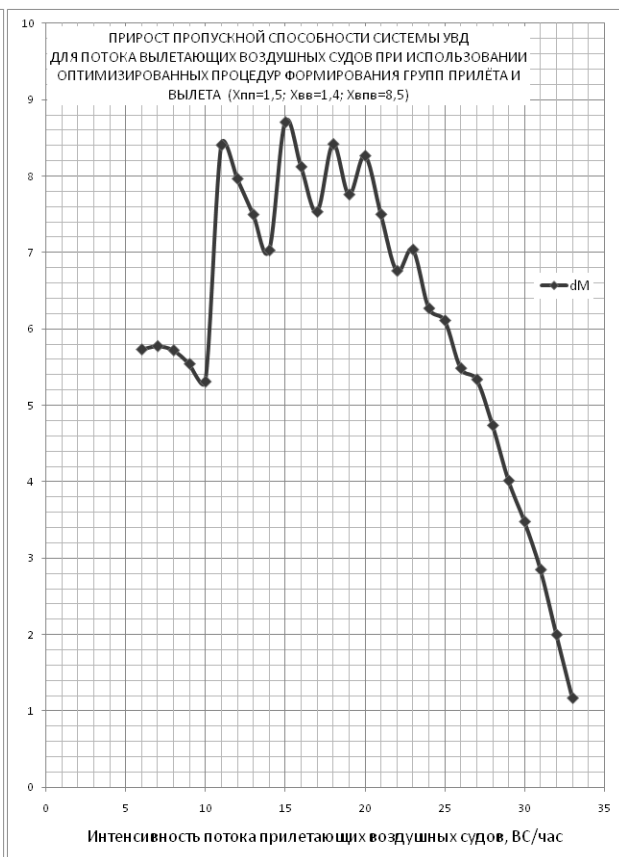


Рис. 8

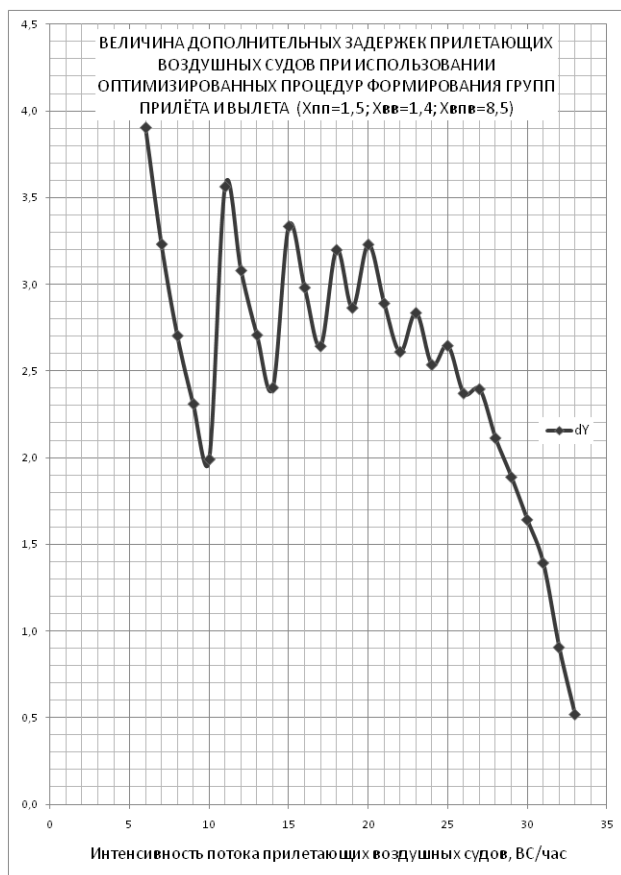


Рис. 9

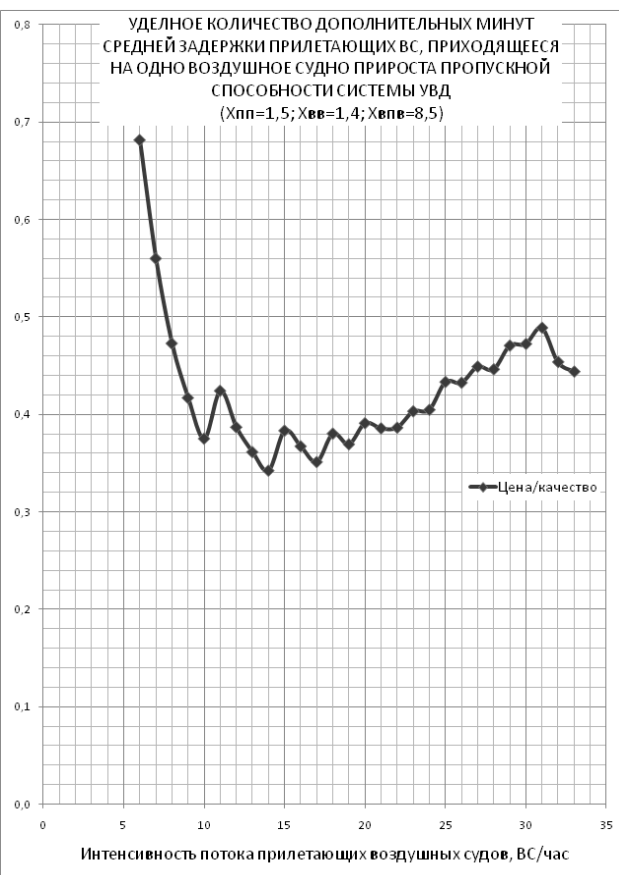


Рис. 10

Заключение

На основании выполненных исследований при имитационном моделировании процессов управления группами прилетающих и вылетающих воздушных судов можно утверждать, что при рассмотренных конкретных сочетаниях параметров формируемых при УВД в районе аэродрома интервалов выполнения взлётно-посадочных операций, применение технологии управления группами позволяет достичь существенного увеличения пропускной способности для потока вылетающих воздушных судов. Так, из рис. 7 видно, что в рассматриваемом примере при интенсивности прилетов в 20 ВС/час применение технологии группового управления приводит к повышению пропускной способности системы УВД для потока вылетающих воздушных судов от 2,2 до 10,8 ВС/час.

Для каждого аэродрома, на котором возможно применение групповой технологии управления потоками прилетающих и вылетающих ВС, можно провести оценку формируемых интервалов между взлётно-посадочными операциями и выполнить по приведенным выше алгоритмам имитационное моделирование, позволяющее разработать оптимизационную стратегию процессов формирования групп прилетающих и вылетающих воздушных судов. Имитационное моделирование позволяет оценивать ожидаемую эффективность оптимизируемых процессов при конкретных сочетаниях условий УВД для конкретного района аэродрома.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алёшин А.В., Алёшин В.И., Бабаев Н.В., Крыжановский Г.А. Методика имитационного моделирования процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов при УВД в районе аэродрома // Статья в данном Научном Вестнике.

2. Алёшин В.И., Бабаев Н.В., Крыжановский Г.А. и др. Методические рекомендации по организации управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов в районе аэродрома. - М.: Воздушный транспорт, 1993.

AIR TRAFFIC CONTROL MODEL FOR GROUPS OF LANDING AND TAKING OFF AIRCRAFTS IN A TERMINAL CONTROL AREA

Aleshin A.V.

In this paper we analyze the expected efficiency of air traffic control operations for groups of landing and taking off aircrafts estimated by a series of numerical simulations subject to air traffic management in a terminal control area.

Key words: arrival flows, numerical simulation, capacity.

Сведения об авторе

Алёшин Алексей Владимирович, 1988 г.р., окончил СПбГУ ГА (2010), аспирант кафедры организации и управления в транспортных системах СПбГУ ГА, автор 1 научной работы, область научных интересов – математическое моделирование процессов управления потоками прилетающих и вылетающих воздушных судов.

УДК 656.7.071.15

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СЛУЖБ УВД СО СЛУЖБАМИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ В АЭРОПОРТУ

Ю.А. ЮРКИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Нечаевым Е.Е.

В статье анализируется взаимодействие службы УВД и служб ОП при эксплуатации аэродрома. Изложены особенности государственного регулирования аэропортовой деятельности.

Ключевые слова: главный оператор, самозащита, факторы риска.

Многолетняя практика взаимодействия служб обеспечения полётов в аэропортах и службы УВД в условиях, когда вся собственность в аэропортах была государственной (до 1992 г.), с переходом на новые формы государственного управления хозяйственной деятельностью требует значительных корректировок, установления правовых основ и регулирования аэропортовой деятельности.

Под **государственным регулированием** деятельности гражданской авиации на аэродромах (вертодромах, гидроаэродромах) и в аэропортах понимается установление государством общих правил осуществления такой деятельности, а также ответственности за их соблюдение.

Объекты инфраструктуры гражданского аэродрома и аэропорта в соответствии с законодательством Российской Федерации могут находиться в государственной и муниципальной собственности, собственности физических и юридических лиц.

Исключительно в федеральной собственности находятся следующие объекты инфраструктуры аэродрома и аэропорта:

- гражданские аэродромы и аэропорты, внесённые Правительством Российской Федерации в перечень аэродромной (аэропортовой) опорной сети Российской Федерации;
- объекты единой системы организации воздушного движения, расположенные в районе аэродрома и территориях аэродрома и аэропорта;
- объекты и средства автоматической информационной системы метеобеспечения.

Все виды деятельности в аэропорту производятся на основании договоров с главным оператором аэропорта.

Главный оператор гражданского аэродрома, аэропорта (аэропортов) - хозяйствующий субъект из числа операторов авиационной деятельности на аэродромах и в аэропортах, владеющий сертификатом аэропорта (держатель сертификата) и свидетельством о государственной регистрации и годности аэродрома к эксплуатации.

Операторы авиационной деятельности на аэродромах и в аэропортах - хозяйствующие субъекты, в том числе субъекты естественных монополий, имеющие требуемые соответствующие сертификаты и лицензии, оказывающие услуги только в сфере авиационной деятельности в аэропортах, а также на территории аэродромов совместного базирования и использования, выделенных для обслуживания воздушных перевозок.

Организация взаимодействия операторов авиационной деятельности на прямую связана с обеспечением требований безопасности полётов, авиационной безопасности и экологической безопасности в авиационной деятельности на территории аэропорта.

Подготовка аэродрома к полётам воздушных судов, контроль над его техническим состоянием, своевременный ремонт, определение значений коэффициента сцепления осуществляется главным оператором аэропорта.

Организация работ на контролируемом аэродроме, время начала окончания работ по подготовке аэродрома к полётам воздушных судов, техническое состояние аэродрома определяется главным оператором аэропорта и в письменной форме согласовывается органом ОВД.

Главный оператор аэропорта своевременно информирует орган ОВД о техническом состоянии аэродрома, системы светосигнального оборудования, электроснабжения аэродрома. Орган ОВД аэродрома обеспечивает оперативное информирование экипажей воздушных судов о состоянии аэродрома.

Перед временным прекращением приёма и выпуска воздушных судов вызванным техническим состоянием аэродрома, проведения работ, требующих прекращения полётов, органом ОВД на основании информации, полученной от главного оператора аэропорта, в зональный центр ОрВД подаётся информация о времени начала и окончания работ по подготовке аэродрома к полётам не позднее, чем за два часа до начала проведения работ.

Информация о времени окончания работ является основанием для вылета воздушного судна из других аэропортов с расчётом прилёта на данный аэродром не ранее указанного времени окончания работ.

До вступления в силу Федеральных авиационных правил «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации» утвержденных Приказом Минтранса России от 31 июля 2009г. №128, решение о производстве полетов (приостановлении, возобновлении) было возложено на РПА (руководитель полетов аэродрома).

На должность РПА назначались профессионально подготовленные специалисты, обладающие способностями принимать ответственные решения в сложной динамичной эксплуатационной среде.

РПА – специалист службы движения, имеющий специальное базовое образование по управлению воздушным движением, имеющий опыт руководящей работы. В оперативном отношении ему подчинялись руководители смен основных видов обеспечения полетов в аэропорту. РПА в реальном времени владел ситуацией и на земле, и в воздухе.

РПА, имея высокий авторитет среди руководителей служб обеспечения полетов, получал тем самым объективную информацию о состоянии летного поля, оборудования, метеоинформацию в режиме реального времени (прогноз). Обладая статусом государственного служащего (не зависел от руководства аэропорта), брал на себя ответственность в принятии решения о производстве полетов. Его решение было окончательным.

При таком подходе максимально возможно было избежать коллапса в случаях форсмажорных обстоятельств, связанных с экстремальными погодными условиями. Во всех случаях правильно принятое решение - это основа безопасности полетов и качества предоставляемых услуг.

С принятием новых ФАП «Подготовка и выполнение полетов ...» главный оператор аэропорта возложил ответственность за принятие решения о производстве полетов на начальника комплексной смены (в других аэропортах – на начальника аэродромной службы), для которого это стало дополнительной нагрузкой к его и так весьма объемным обязанностям. У начальника комплексной смены за неимением достаточного времени и необходимых комплексных знаний, принятие решения сводится к подтверждению заключений руководителей смен (аэродромной, ЭСТОП, ЭРТОС, и др.). Начальник комплексной смены и другие руководители смен, зависящие от главного оператора аэропорта специалисты, а следовательно, «человеческий фактор» в принятии решения, имеют порой решающий результат.

В условиях, когда аэропорты имеют разные формы собственности (частные, акционерные), финансовый результат зависит от числа взлетно-посадочных операций, а следовательно, «человеческий фактор» при принятии решения о производстве полетов преобладает.

Необходимо также отметить, что значительный процент специалистов ведущих служб в аэропортах не имеет высшего специального базового образования, а это значит, что принятие решения такими специалистами всегда имеет тенденцию к риску.

Для страны, в которой более 70% территории относят к северным или приравненным к ним территориям, воздушный транспорт необходим. Сегодня коэффициент подвижности населения в нашей стране (отношение количества перевезенных пассажиров к количеству населения) равен 0,3.

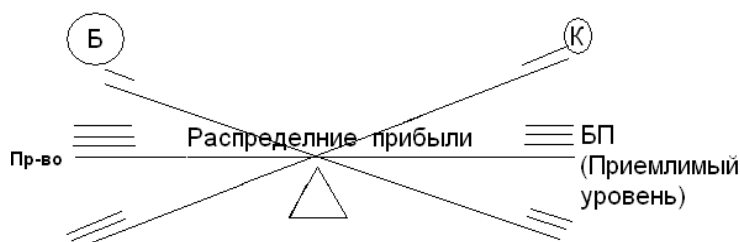
Для сравнения – в США он равен 2,5. Для аэрофикации страны нужны ВС и аэропорты. ВС можно купить, что и происходит в настоящее время. Аэродромы купить нельзя, их необходимо строить и эксплуатировать, для этого нужны специалисты.

Чтобы избежать коллапсов, подобных в декабре 2010 г. в Московском авиационном узле и других регионах страны, «человеческий фактор» должен быть определяющим. Все службы аэропорта должны быть укомплектованы персоналом со специальным базовым образованием. Это необходимо не только для конкретной службы, это необходимо для взаимодействия служб, персонал которых общается «на одном языке», а это для сложнейшего механизма аэропорта является определяющим фактором. Проблемы состояния аэропортов можно представить в качестве «пробелов». Наиболее значимые из них:

1. Отсутствие закона об аэропортах.
2. Значительный износ основных фондов аэропортов (до 75%).
3. Подготовка кадров (до 50% сертифицированного персонала наземных служб не имеют специального базового образования).

Система управления безопасностью полетов, как и производство, зависят от финансового состояния аэропорта.

СУБП – бизнес процесс



Главный оператор аэропорта ответственен за экономику аэропорта и БП.

В качестве «самозащиты» (банкротство, снижение уровня БП ниже приемлемого уровня) предлагаются предупредительные меры. Некоторые из них:

1. Высокий уровень профессиональной подготовки сертифицированного персонала (высшее, среднетехническое специальное базовое образование).
2. Специальная подготовка сменных начальников аэропортов (начальников комплексных смен, руководителей аэродромных служб), принимающих решение о производстве полетов, наличие сертификата.
3. Аудит независимых экспертов.
4. Культура БП (доведение, понимание).

В эксплуатационном процессе участвуют десятки операторов.

Безопасность - это наука, которую надо изучать и развивать; это искусство, которое надо постигать; это культура, которую надо воспитывать у руководителя любого ранга в любой сфере деятельности.

«Самозащита» для оператора аэродрома.

1. Регистрации Ксц (БИО ВПП - регистрация).
2. Главный оператор аэродрома (сменный инженер) – базовое высшее специальное образование.
3. Насечка в зонах приземления на ИВПП.
4. Снятие отслоения резины на ИВПП в зоне посадки.
5. Смена ИВПП (при наличии двух ИВПП) – техническая подготовка.
6. Достоверность информации о состоянии ИВПП.

Рекомендации (самозащита) для КВС.

1. Учет кратковременности.
2. Понимание влияния всех эксплуатационных факторов, максимально рекомендованных значений и ограничений.
3. Уход на запасной аэродром (по состоянию ИВПП).
4. Методика посадки (порывы ветра, длина ИВПП, состояние ИВПП, тип самолета, опыт КВС).
5. Уход на второй круг (рискованная ситуация).
6. Поправочные коэффициенты (объективность информации).
7. ЧФ – информация.

Факторы риска.

Приемлемые – деятельность продолжается.

Неприемлемые:

- возможно ли устранить – если да, то уменьшить соответствующими действиями.
- приемлем ли остаточный фактор риска – если нет, деятельность прекращается.

Управление факторами риска.

1. Абсолютной безопасности как таковой не существует: в авиации устранить все факторы риска для безопасности полетов невозможно.
2. Факторы риска для безопасности полетов должны быть управляемы на “наименьшем практически возможном уровне”.
3. Меры по уменьшению риска должны быть сбалансированы с учетом: времени; затрат; трудностей управляемости.
4. Свести к минимуму сам по себе риск.
5. Решение доводить до заинтересованных сторон.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). – Док.9859 AN/474.
2. **Юркин Ю.А.** Аэродромы, аэропорты и воздушные перевозки. – М.: Авиа Бизнес Групп, 2009.
3. Проект «Федерального закона об аэродромах, аэропортах и аэропортовой деятельности в гражданской авиации РФ».

INTERACTION BETWEEN ATC AND FLIGHT SUPPORT SERVICES IN AIRPORT

Yu.A. Yurkin

The article deals with the interaction of ATC and flight support services over the airport operation. The specifics of the state regulation of the airport operation are reviewed.

Key words: chief operator, self-protection, hazard.

Сведения об авторе

Юркин Юрий Алексеевич, 1934 г.р., окончил ВАУГА (1966), кандидат технических наук, профессор кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, заслуженный пилот СССР, автор более 20 научных работ, область научных интересов – аэропортовая деятельность, обеспечение полетов.

УДК 656.7.052

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ИЗМЕРЕНИЕ Г.РАША ПРИМЕНИТЕЛЬНО ВО ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ДИСПЕТЧЕРСКОЙ СЛУЖБЫ УВД СО СЛУЖБАМИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

Э.П. ГАГЛОЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Нечаевым Е.Е.

В статье рассматриваются проблемы, связанные с измерением опорных фрагментов деятельности операторов. Математическое измерение Г. Раша рассматривается как решение указанной проблемы, что дает возможность ее применения в оценке деятельности системы УВД.

Ключевые слова: взаимодействие, измерения, измерения Г. Раша, опорный фрагмент деятельности.

В отличие от физической науки, где измерение давно стало неотъемлемой частью научного прогресса, во взаимодействии диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов, измерение пока еще только начинает утверждаться в качестве перспективного направления исследования. Потребность в измерениях рождается с общей устремленностью ученых иметь дело с более совершенными оценками тех явлений, которые становятся предметом исследования. Обычное сознание предполагает необходимым для любого измерения наличие материального объекта, средства – фиксированной единицы измерения и нулевой точки отсчета.

При измерении во взаимодействии диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов измерения физически не заданы, нет готовой единицы измерения, поэтому приходится начинать с теоретического анализа и главным образом с определения основного исходного понятия. Затем надо преодолеть концептуальные трудности выделения интересующего свойства и дать определения взаимосвязанных на разных уровнях абстракций понятий, начиная с самых общих определений на философском уровне, переходя затем к определению среднего уровня и кончая операционными определениями, в которых понятие «знание предмета» выражается правилами измерения и перечислением конкретных элементов. Отсюда возникают такие рабочие определения взаимодействия службы УВД со службами обеспечения полетов, когда элемент взаимодействия правильно выполняет те или иные процедуры деятельности.

Качество взаимодействия диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов зависит от степени профессиональной подготовки диспетчерского состава, опыта работы и классности специалиста, от технологии взаимодействия и условий, в которых это взаимодействие осуществляется. Только в последние годы в деятельности операторов стала осознаваться задача согласования теоретических конструкций с эмпирическими результатами, для чего стали необходимыми методы, позволяющие это делать без заметной потери качества такого согласования. Тесты являются сейчас наиболее развитой в научном отношении частью методического арсенала, позволяющие адекватно скреплять теорию с эмпирией и в соответствии с некоторыми известными стандартами качества информации.

Преимущества тестового метода оценки ОФД взаимодействия диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов проявляются не всегда и не везде. Во-первых, не всякий тест лучше экзамена и практической проверки знаний на рабочем месте или диспетчерском тренажере, а только тот, при котором проверяемые не могли бы обращаться в процессе тестирования. Во-вторых, тест лучше применять при массовой проверке, что позволяет оценить общее состояние качества взаимодействия.

Как и другие средства контроля, тесты обладают достоинством и недостатками. К последним относятся:

- относительная трудность создания хорошего теста, проверяемого эмпирически на выборках из генеральной совокупности, имеющие устойчивые коэффициенты надежности и валидности;
- необходимость разработки программ при использовании тестов на персональных ЭВМ, что также увеличивает расходы на профессиональную подготовку, но вместе с тем повышает ее эффективность при условии их правильного применения.

В последние годы было принято принципиальное отличие измерений деятельности от физических - это зависимость результата деятельности от взаимодействия двух основных факторов уровня знаний Θ и трудности предъявляемых заданий β .

Зависимость результатов от состава заданий и групп испытуемых привела в 1952 г. датского математика Г. Раша к мысли попытаться решить проблему объективизации измерений деятельности посредством математического моделирования зависимости результата взаимодействия от соотношения уровня собственности личности Θ_i и трудности задания β_j . Это соотношение проявляет себя реально только в процессе попытки испытуемого i ответить на то или иное задание. Удивительную по простоте, но важную по практическим последствиям идею параметрической оценки интересующего свойства личности и качества задания ввел Г. Раш.

В технологическом смысле математический аппарат Г. Раша можно определить как процесс и метрическая система трансформации результатов тестирования в педагогические измерения. Педагогические измерения понимаются как процесс определения меры интересующего латентного свойства личности испытуемого на интервальной шкале, посредством качественного теста, состоящего из системы заданий равномерно возрастающей трудности, позволяющего получить педагогически целесообразные результаты, отвечающие критериям надежности, валидности, объективности и эффективности. Это метод трансформации исходных тестовых результатов в интервальную шкалу натуральных логарифмов.

Системный подход математического измерения Г. Раша позволил по-новому определить и понятие «педагогический тест». В новой формулировке он определяется так: это система заданий равномерно возрастающей трудности, позволяющая качественно оценить структуру и измерить уровень подготовленности испытуемых. Метод измерения Г. Раша сделан на языке математики, а потому не имеет конкретной привязки к педагогике или психологии, равно как и к измерению какого-либо одного свойства личности.

Суть этой идеи в кратком изложении такова.

В основу разработки своей системы измерения Г. Раш положил метафору противоборства испытуемого с тестовым заданием. Если испытуемый имеет более чем достаточную подготовку для решения очередного задания, то он станет вероятным победителем противоборства, а потом получить победный балл. Если подготовка недостаточна, побеждает, можно условно сказать, задание. Следствием чего испытуемый получит ноль баллов.

В модели Г. Раша принимается, что вероятность правильного ответа испытуемого на задание теста зависит только от двух показателей – от уровня подготовленности испытуемого и от трудности задания. Чем больше эта разность, тем больше вероятность правильного ответа испытуемого с номером i на задание с номером j . Если испытуемый знает больше, чем того требует задание, значение разности больше, а потому большей чем 0,5 становится и вероятность правильного ответа. При любых значениях уровня подготовленности Θ_i и трудности задания β_j значение вероятности правильного ответа испытуемых с различной подготовкой на задания различного уровня трудности остается в пределах от нуля до единицы.

Результаты ответа испытуемого i по заданию рассматриваются как величина X_{ij} , зависящая от уровня квалификации и трудности задания. Таким образом, результат может рассматриваться как функция от взаимодействия двух основных факторов – уровня развития интересующего свойства (квалификации Θ и трудности задания β). Следовательно, в каждом конкретном случае вероятность правильного ответа на каждый вопрос тем ближе к единице, чем выше Θ и соответственно ниже β . Эти условия записываются как функция от разности двух параметров

$$P\{X_{ij} = 1/\Theta_i, \beta_j\} = f(\Theta_i - \beta_j). \quad (1)$$

Из формулы ясно, что высокая вероятность правильного выполнения задания обеспечивается либо высоким Θ_i , либо низким β_j значениями. При обратном соотношении вероятность успеха низка и приближается к нулю.

Для того чтобы привести к одной единице измерения несравнимые параметры квалификации, а также получить вероятность правильного ответа в интервале от нуля до единицы, разработана математическая модель измерения следующего вида

$$P\{X_{ij}/\Theta_i, \beta_j\} = \exp(\Theta_i - \beta_j) / 1 + \exp(\Theta_i - \beta_j), \quad (2)$$

где $P\{X_{ij}\}$ – вероятность правильного ответа в зависимости от разности $(\Theta_i - \beta_j)$.

В литературе имеются разработанные алгоритмы и программы ЭВМ, позволяющие рассчитывать параметры Θ_i и β_j с использованием максимального правдоподобия отдельно для каждого испытуемого и каждого задания. Получаемые при этом параметры обладают существенными преимуществами по сравнению со всеми известными оценками.

Деятельность операторов сложных систем можно рассматривать в двух аспектах:

- как привитие необходимого набора навыков действий в штатных ситуациях, а также в оговоренных особых случаях и как выработку способности действовать в непредвиденной обстановке. В первом случае деятельность диспетчерского состава основывается на предположении, что условия деятельности не выходят за рамки оговоренных стандартов. Во втором случае диспетчерский состав должен иметь навык действия не только по шаблону, но и принимать такие решения, которые не предусмотрены ни одним нормативным документом и для выработки которого необходима быстрая оценка различных, взаимоисключающих вариантов действий. В условиях неопределенности, которая часто бывает при комплексных отказах техники и в сложных метеорологических условиях, просто знаний и навыков недостаточно, нужна соответствующая тренированность. Диспетчер в условиях неопределенности должен уметь адекватно оценивать ситуацию и оперативно принимать решение. Развитие навыков действий должно исходить из учета ограниченных возможностей человека по переработке информации, изучение которых позволяет построить адекватные модели и более эффективно организовать взаимодействие диспетчерской службы со службами обеспечения полетов.

Основным фактором, влияющим на деятельность диспетчера, является профессиональная подготовка. Вместе с тем, на качество деятельности диспетчера-оператора влияют и факторы использования АС УВД и особенности оборудования диспетчерского пункта (эргономические особенности). Тем не менее, диспетчер помимо профессиональных знаний должен обладать навыками максимально эффективного использования существующих АС УВД и эргономических особенностей оборудования рабочего места. В совокупности профессиональная подготовка, оборудование рабочего места и АС УВД влияют на эффективность деятельности и определяют квалификацию диспетчера УВД (Θ). С другой стороны, влияние интенсивности движения ВС в зоне ответственности диспетчера УВД, условия деятельности и среда деятельности определяют сложность обеспечения деятельности (β).

Таким образом, математический аппарат Г. Раша, применительно к взаимодействию диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов, решает проблему объективизации измерений деятельности посредством математического моделирования зависимости результата взаимодействия диспетчерской службы УВД со службами обеспечения полетов от соотношения уровня квалификации диспетчера УВД (Θ) и трудности выполняемого фрагмента (β).

Математический язык, на котором сделана система измерения Г. Раша, позволяет применять ее в различных отраслях науки и подтверждает ее универсальность. Это доказывает и возможность ее применения в оценке деятельности диспетчера УВД по взаимодействию со службами обеспечения полетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Демченко О.Г. Математические основы Rasch Measurement // Педагогические измерения, 2010. - №1.

**MATHEMATICAL MEASUREMENT G. RUSH, APPLIED TO INTERACTION
ATC SERVES WITH THE SERVICE FLIGHT SUPPORT****Gaglov E.P.**

The problems associated with measuring reference fragments of the operators. Mathematical G. Rasch measurement is considered as a solution to this problem, which enables its use in the evaluation of the ATC system.

Key words: interaction, measurements, G.Rush measurements, reference fragment of activity.

Сведения об авторах

Гаглов Эмзар Пореевич, 1965 г.р., окончил Академию ГА (1991), соискатель кафедры УВД МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – организация взаимодействия служб УВД (ОВД) со службами обеспечения полетов.

УДК 629.7.017.2

СПОСОБ ТЕРМИНАЛЬНОГО ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ НА УЧАСТКЕ СПУСКА В АТМОСФЕРЕ

Н.Я. ПОЛОВИНЧУК, В.Н. ТАРАН

Предложен способ решения задачи терминального оптимального управления летательным аппаратом на участке спуска в атмосфере в условиях неопределенности его управляющей функции, включающий синтез терминального оптимального управления на основе обобщенной модели движения и коррекцию реального движения летательного аппарата для приближения к модельному оптимальному.

Ключевые слова: летательный аппарат, терминальное оптимальное управление, атмосфера.

Решение задачи терминального оптимального управления маневрирующим в атмосфере летательным аппаратом (ЛА) является наиболее эффективным при реализации принципа текущего итерационного программирования [2], который предполагает формирование в процессе движения ЛА оптимального управления на основе информации о модели объекта, о его текущем состоянии, о заданных терминальных условиях и минимизируемом функционале. Однако такое управляемое движение ЛА характеризуется широкой областью состояний и управлений и модель объекта не может быть сформирована точно. В основном это связано с трудностями формализации влияния управления на его динамику, в условиях изменения аэродинамических характеристик ЛА. В этом случае неадекватность реальному движению принятой для синтеза управления упрощенной модели приводит к движению ЛА по неоптимальной траектории.

В связи с этим представляет интерес разработка способов и алгоритмов терминального управления при решении задачи оптимизации на основе близких к реальному движению ЛА обобщенных моделей.

1. Постановка задачи. Рассмотрим движение аэродинамически управляемого ЛА в атмосфере, описываемое в скоростной системе координат дифференциальными уравнениями [1]

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -c_x S_m \frac{\rho(h) V^2}{2m} - g(h) \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= c_y(\alpha) \cos \gamma_c S_m \frac{\rho(h) V^2}{2m} + \left(\frac{V}{R_o + h} - \frac{g(h)}{V} \right) \cos \theta, \\ \dot{\psi} &= c_y(\alpha) \sin \gamma_c S_m \frac{\rho(h) V}{2m \cos \theta} - \frac{V}{R_o + h} \cos \theta \cos \psi \tan \chi_b, \\ \dot{\chi}_p &= \frac{V}{R_o + h} \cos \theta \cos \psi, \quad \dot{\chi}_b = \frac{V}{R_o + h} \cos \theta \sin \psi, \quad \dot{h} = V \sin \theta,\end{aligned}\tag{1}$$

где $V, \theta, \psi, \chi_b, \chi_p, h$ – траекторные переменные; S_m – характерная площадь ЛА; $\rho(h)$ – плотность атмосферы; m – масса ЛА; $g(h)$ – ускорение силы земного притяжения; R_o – радиус Земли; $c_x, c_y(\alpha)$ – аэродинамические коэффициенты; α, γ_c – угол атаки и угол крена, под которыми понимаются управляющие воздействия (управление).

Заметим, что при значительных углах атаки существенную неопределенность имеет аэродинамический коэффициент $c_y(\alpha)$. В связи с этим представим его как неизвестную функцию и сформируем обобщенное управление (управляющую функцию) в виде

$$u(\alpha, \gamma_c) = \begin{bmatrix} 0 & u_1(\alpha, \gamma_c) & u_2(\alpha, \gamma_c) \end{bmatrix}^T,\tag{2}$$

где $u_1(\alpha, \gamma_c) = c_y(\alpha) \cos \gamma_c$; $u_2(\alpha, \gamma_c) = c_y(\alpha) \sin \gamma_c$; T – знак транспонирования. Функция $c_y(\alpha)$ и угол крена γ_c определяются зависимостями

$$c_y(\alpha) = \text{sign}(u_1) \sqrt{u_1^2 + u_2^2}, \quad \gamma_c = \arctan \frac{u_2}{u_1}.$$

Представим систему уравнений (1) в общем виде

$$\dot{x} = f(x, t) + \varphi(x, t) u(v), \quad (3)$$

где $x = \begin{bmatrix} V & \theta & \psi & \chi_b & \chi_p & h \end{bmatrix}^T$ – вектор состояния ЛА; u – обобщенное управление; $v = \begin{bmatrix} \alpha & \gamma_c \end{bmatrix}^T$ – вектор управления; f – известная нелинейная непрерывная, дифференцируемая по x векторная функция размером 6 ; φ – известная нелинейная непрерывная, дифференцируемая по x матричная функция размером 6×3 .

Сформулируем задачу синтеза терминального оптимального управления ЛА (динамическим объектом).

Полагая, что модель движения объекта известна с точностью до управляющей функции, представим ее в виде

$$\dot{x}_m = f(x_m, t) + \varphi(x_m, t) u_m(t), \quad (4)$$

где x_m – модельный вектор состояния, а $u_m(t)$ – модельное обобщенное управление.

Решаемой задаче соответствуют терминальное условие и минимизируемый функционал соответственно в форме

$$S(x_m, t_k) = 0, \quad (5)$$

$$J = \int_{t_0}^{t_k} F(x_m, u_m, t) dt, \quad (6)$$

где (5) – гиперповерхность в пространстве состояний; $S(x_m, t_k)$ – непрерывная, дифференцируемая по x_m векторная функция размером 6 ; $F(x_m, u_m, t)$ – в общем случае нелинейная дважды дифференцируемая по x_m и u_m функция; t_0, t_k – моменты времени соответственно начала и окончания управления.

Условия (5) и (6) более удобно представить в форме обобщенного функционала

$$J_o = Q(x_m, t_k) + \int_{t_0}^{t_k} F(x_m, u_m, t) dt, \quad (7)$$

где $Q(x_m, t_k)$ – квадратичная форма невязки по терминальному условию.

Задачу оптимального управления динамическим объектом (3) целесообразно представить как двухэтапную, причем на первом этапе – поиск оптимального обобщенного управления $u_m^o(t)$, удовлетворяющего на решениях (4) условию минимума функционала (7), а на втором этапе – формирование управления $v(t)$ с целью приближения (подстройки) реального процесса (3) к модельному (4).

Задача первого этапа может быть решена одним из известных методов синтеза, например, [2, 3, 4, 5], позволяющим найти оптимальное управление

$$u_m^o(t) : S(x_m, t_k) \leq E_S, J \rightarrow \inf, (3), x_m(t_0) = x_{m0}, t \in [t_0, t_k], u_m \in U,$$

где E_S - допустимая погрешность выполнения терминального условия; U - заданная ограниченная область в пространстве управляющей функции.

2. Способ коррекции обобщенного управления. Рассмотрим задачу второго этапа в общей постановке. Предположим, что параметры движения (состояние) динамического объекта (3) точно измеряемы или вычисляемы. Тогда на основании модели (4) может быть вычислено текущее значение обобщенного управления

$$u(t) = \varphi^{-1}(x, t) [\dot{x}(t) - f(x, t)], \quad (8)$$

и, соответственно, отклонение от него модельного оптимального, т.е.

$$\Delta u(t) = u_m^o(t) - u(t). \quad (9)$$

Определим связь между приращениями Δu и Δv с помощью аппроксимирующего оператора u_v , т.е. $\Delta u \approx u_v \Delta v$ или

$$\Delta \tilde{v} = u_v^{-1} \Delta u, \quad (10)$$

где $\Delta \tilde{v}$ - приближенное значение приращения управления.

В этом случае требуемое приращение управления для начального момента времени t_0 определится выражением (10), а сформированное на его основе в процессе движения объекта суммарное (интегральное) управление выражением

$$\tilde{v}(t_n) = \sum_{j=0}^{j=n} u_v^{-1} \Delta u(t_j), \quad (11)$$

где j - номер шага решения задачи подстройки управления.

В том случае, когда в момент времени t_0 система двигалась с управлением $v(t_0) = v_0$, общее управление примет вид

$$\tilde{v}_s(t_n) = v_0 + \sum_{j=0}^{j=n} u_v^{-1} \Delta u(t_j). \quad (12)$$

Реализация управления (12) приведет к ликвидации рассогласования между модельным оптимальным и измеряемым обобщенными управлениями и, как следствие, к ликвидации рассогласования между процессами (3) и (4), т.е. приведет к движению системы по оптимальной траектории.

3. Методика решения задачи второго этапа управления ЛА. По результатам решения модельной задачи первого этапа находится оптимальное значение угла крена

$$\gamma_{cm}^o = \arctan \frac{u_{2m}^o}{u_{1m}^o}, \quad (13)$$

при реализации которого в процессе движения ЛА обобщенное управление u будет отличаться от оптимального модельного u_m^o на величину Δu , определяемую отклонением функции $c_y(\alpha)$ от оптимальной модельной c_{ym}^o , которая, в свою очередь, определена зависимостью

$$c_{ym}^o = \text{sign}(u_{1m}^o) \sqrt{(u_{1m}^o)^2 + (u_{2m}^o)^2}.$$

Предположим, что функция $c_y(\alpha)$ приближенно определена в окрестности малых значений угла атаки, т.е. $c_y(\alpha) \approx c_y^\alpha \alpha$, где c_y^α – известный коэффициент аэродинамической подъемной силы. Тогда компоненты обобщенного управления (2) могут быть представлены в виде

$$u_1(\alpha, \gamma_c) \approx c_y^\alpha \alpha \cos \gamma_c, \quad u_2(\alpha, \gamma_c) \approx c_y^\alpha \alpha \sin \gamma_c. \quad (14)$$

В этом случае связь между приращениями Δu_1 и $\Delta \alpha$ определится с помощью аппроксимирующего оператора $u_\alpha = c_y^\alpha \cos \gamma_{cm}^o$, т.е. $\Delta u_1 \approx u_\alpha \Delta \alpha$ или

$$\Delta \tilde{\alpha} = u_\alpha^{-1} \Delta u_1, \quad (15)$$

где $\Delta \tilde{\alpha}$ – приближенное значение приращения угла атаки.

Таким образом, при наличии рассогласования

$$\Delta u_1(t_0) = u_{1m}^o(t_0) - u_1(t_0)$$

требуемое приращение управления определится выражением (15), а сформированное на его основе суммарное (интегральное) управление выражением

$$\tilde{\alpha}_s(t_n) = \alpha_0 + \sum_{j=0}^{j=n} u_v^{-1} \Delta u(t_j), \quad (16)$$

где $\alpha_0 = \alpha(t_0)$ – начальное управление.

Проведем оценку эффективности предложенного способа управления ЛА в атмосфере на примере.

4. Пример. Моделировалось управляемое продольное движение спускаемого крылатого ЛА с высоким аэродинамическим качеством при начальных условиях

$$V(t_0) = 3200 \text{ м/с}; \quad h(t_0) = 28000 \text{ м}; \quad \theta(t_0) = 0,45 \text{ рад}; \quad \chi_p(t_0) = 0.$$

Реальная управляющая функция определяется зависимостью

$$c_y(\alpha) = c_0 \alpha + c_1 \text{sign}(\alpha) \alpha^2,$$

а значение аппроксимирующего оператора u_α выбрано равным C_0 .

Для оценки эффективности способа процедура синтеза оптимального обобщенного управления существенного интереса не представляла, поэтому оно выбрано в виде $u_m^o(t) = 0,5e^{-0,02t}$.

Решение задачи управления ЛА с шагом интегрирования $0,05 \text{ с}$ проведено для различных интервалов Δt_p пересчета программы управления с регистрацией рассогласований между опти-

мальным модельным и корректируемым движениями ЛА по сферической дальности Δl и высоте полета Δh на конец интервала пересчета. На первом интервале пересчета ($\alpha_0 = 0$) при значениях $\Delta t_p = 1c$ и $\Delta t_p = 5c$ получены следующие рассогласования дальности и высоты полета

$$\Delta l = 3,42 \text{ м}, \Delta h = 2,48 \text{ м}; \Delta l = 9,29 \text{ м}, \Delta h = 6,62 \text{ м}.$$

На втором интервале пересчета начальное управление α_0 отличалось от полученного на первом интервале на величину 0.1. Это соответствует предельно возможной ошибке коррекции движения ЛА на первом интервале, обусловленной переходным процессом. На втором интервале пересчета для значения $\Delta t_p = 1c$ и $\Delta t_p = 5c$ получены следующие рассогласования

$$\Delta l = 1,29 \text{ м}, \Delta h = 0,57 \text{ м}; \Delta l = 1,71 \text{ м}, \Delta h = 0,96 \text{ м}.$$

Переходные процессы в ходе коррекции движения ЛА имеют аperiодический характер и их длительности не превышают значения $0,2c$. Динамика снятия невязок по высоте Δh и дальности Δl , вызванных отклонением начальных условий до момента начала управления, показана на рис. 1.

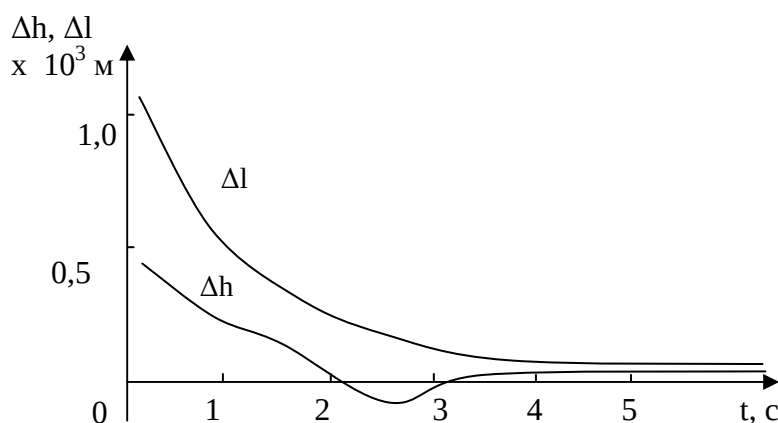


Рис. 1. Процесс снятия невязок по дальности и высоте для $\Delta t_p = 5c$

Полученные результаты показывают, что использование предложенного способа в рамках принципа текущего итерационного программирования (терминального управления) [2] позволяет эффективно решать задачу оптимального управления ЛА в условиях существенной неопределенности его управляющей функции. При этом реализация способа подстройки обобщенного управления в виде бортового алгоритма позволяет увеличивать интервалы пересчета программы управления без существенного ухудшения точности решения задачи управления ЛА, что в свою очередь снижает требования к вычислительным характеристикам бортовых ЭВМ при разработке терминальных систем управления ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андреевский В. В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. - М., 1970.
2. Бородавский В.Н., Лавров В.Н. Терминальное управление на атмосферном участке выведения // Сб. РК-техника, 1973. - Сер. 5. - Вып. 7(9).
3. Таран В. Н. Максимально правдоподобная оценка состояния оптимально управляемой системы // Автоматика и телемеханика. - 1991. - № 8.
4. Таран В.Н., Трофименко В.Н. Синтез оптимального алгоритма угловой стабилизации методом прогнозирующей модели // Автоматика и телемеханика. - 1997. - № 5.
5. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. Оптимальное управление системами. - М.: Радио и связь, 1982.

METHOD OF TERMINAL OPTIMAL STEERING OF A FLYING VEHICLE ON AN ATMOSPHERIC DESCENDING SECTION

Polovinchuk N.Y., Taran V.N.

A method of terminal optimal steering of a flying vehicle on descending section in atmosphere within its main function uncertainty, including terminal optimal steering synthesis based on a generalized model of movement and real movement correction of a flying vehicle for approximation to a model optimal, is developed in this paper.

Key words: aircraft, terminal optimal control, atmosphere.

Сведения об авторах

Половинчук Николай Яковлевич, 1949 г.р., окончил РВИ РВ (1975), кандидат технических наук, профессор, доцент кафедры АЭРПО Ростовского филиала МГТУ ГА, автор 84 научных работ, область научных интересов - динамика полета и управление движением летательных аппаратов.

Таран Владимир Николаевич, 1951 г.р., окончил РВИ РВ (1975), доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой АЭС и ПНК Ростовского филиала МГТУ ГА, автор 200 научных работ, область научных интересов - управление движением летательных аппаратов, обработка информации, математическое моделирование явлений и процессов.

УДК 621.396.982

ГЛОБАЛЬНАЯ ЭМПИРИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ИОНОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

К.Е. БЫЛИНИН, О.А. ГОРБАЧЁВ, В.Б. ИВАНОВ, Г.Д. ГЕФАН

Разработана глобальная эмпирическая модель GEMTEC, предназначенная для коррекции ионосферной ошибки спутниковых навигационных систем (СНС). Модель реализуется на исходных данных в виде карт полного электронного содержания в ионосфере, полученных по измерениям в системе GPS. Модель обеспечивает более точную компенсацию ионосферной ошибки СНС GPS/ГЛОНАСС по сравнению со стандартной моделью, рекомендованной интерфейсным контрольным документом системы GPS.

Ключевые слова: эмпирическая модель, спутниковые навигационные системы, ионосферная погрешность.

Введение

Ионосферная погрешность является главной причиной недостаточной точности СНС, при решении задачи категорированной посадки ВС [1]. Установлена прямая зависимость между ионосферной погрешностью СНС и полным электронным содержанием (ПЭС), которое определяется как количество электронов в столбе единичного сечения, соединяющем навигационный спутник и приемник [2]. ПЭС постоянно испытывает регулярные и нерегулярные вариации, амплитуда которых возрастает в периоды ионосферных возмущений. Для коррекции ионосферной погрешности СНС, обусловленной регулярными вариациями ПЭС, логично использовать методику, при которой информация о текущем состоянии ионосферы непосредственно вносится в решение навигационной задачи.

В системе GPS предусмотрена возможность ионосферной коррекции с использованием модели ПЭС Клобучара [3]. Однако в данной модели учет ионосферной погрешности выполнен по упрощенной схеме, результатом чего является примерно 50-процентная коррекция ионосферной погрешности. При этом для одночастотных навигационных приемников, использующих для ионосферной коррекции модель Клобучара, диапазон ошибок позиционирования в горизонтальной плоскости типично составляет величину ~15 метров с вероятностью 0.95.

В настоящей статье предлагается глобальная эмпирическая модель коррекции ионосферной погрешности СНС (GEMTEC), позволяющая существенно улучшить точность позиционирования одночастотных навигационных приемников. Модель базируется на методике моделирования ионосферы, применяемой на протяжении нескольких десятилетий при прогнозировании ионосферного распространения дециметровых радиоволн. В настоящее время эта методика реализована в наиболее полном виде в международной справочной модели ионосферы IRI [4]. В качестве исходного материала в IRI используются данные о критических частотах и высотах ионосферных слоев, полученные с мировой сети станций вертикального зондирования ионосферы. Затем первичные экспериментальные данные подвергаются обработке с целью сжатия информации и сглаживания случайных флуктуаций. Аналогичный подход применен при построении модели GEMTEC для коррекции ионосферной погрешности СНС. При этом моделируемым параметром в GEMTEC является ПЭС, которому пропорциональна ионосферная погрешность СНС.

Внедрение модели GEMTEC в системы GPS/ГЛОНАСС является важной для ГА задачей, так как позволит повысить точность навигационного обеспечения ВС ГА в задачах категорированного захода на посадку при использовании одночастотных приемников СНС в качестве основного средства навигации.

Методика эмпирического моделирования ПЭС

С 1998 года функционирует Рабочая группа по ионосфере (IonoWG) Международной службы GNSS (International GPS Service – IGS), целью которой является разработка методов восстановления ПЭС по сигналам GNSS и координация усилий по ежедневной генерации карт ПЭС на основе данных всемирной сети IGS [5]. С 2000 года этот проект перешёл из стадии пилотного в стадию службы, регулярно поставляющей карты ПЭС, вычисленные в нескольких независимых центрах обработки данных, а также комбинированные карты вертикального ПЭС с дискретностью по времени – 2 часа, по широте – 2.5 градуса, по долготе – 5 градусов. Эти карты находятся в свободном доступе в виде файлов формата IONEX [6].

Каждый из центров анализа данных использует собственное программное обеспечение, реализующее собственные алгоритмы вычисления дифференциальных межчастотных задержек (DCB), преобразования наклонных ПЭС в вертикальные, а также собственные методы интерполяции и экстраполяции на равномерную широтно-долготную сетку. По этим причинам отдельные значения ПЭС в картах, произведённых в разных центрах, не идентичны. При этом авторам неизвестны аргументы, позволяющие сделать выбор данных от того или иного центра как наиболее точных. В представляемом варианте модели использованы данные центра обработки CODE (Centre for Orbit Determination in Europe, Astronomical Institute, University of Berne, Switzerland). При появлении убедительных аргументов в пользу данных иных центров модель может быть легко пересчитана.

Для сжатия исходной базы данных и сглаживания случайных вариаций был применен метод естественных ортогональных функций (ЕОФ), известный также как метод главных компонентов. Метод обеспечивает компактное представление изменений ПЭС в зависимости от следующих факторов: времени в сутках, месяца в году, географических широты и долготы, а также уровня солнечной активности, задаваемого индексом интенсивности радиоизлучения Солнца на длине волны 10.7 см (индекс $F_{10.7}$). Методика применения разложения по ЕОФ не является общеизвестной, поэтому далее приводится подробное ее описание с учетом специфики ионосферного моделирования.

Метод естественных ортогональных функций

Пусть имеется N наборов измерений величины $f(n, x)$, которая зависит от фактора x и от совокупности других факторов, символизируемых номером набора $n = \overline{1, N}$. В каждом наборе измерений переменная x принимает значения $x_1, x_2, \dots, x_{k_0}$, а другие факторы неизменны. Для каждого набора измерений записывается разложение

$$f^n(x) = \sum_{i=1}^{i_0} b_i^n y_i(x), \quad (1)$$

где $y_i(x)$ – естественные ортогональные функции, одинаковые для всех наборов данных, а b_i^n – коэффициенты разложения, характеризующие набор данных с номером n и не зависящие от x . Коэффициенты b_i^n несут в себе информацию о всех факторах, кроме фактора x .

Если число членов разложения $i_0 = k_0$, то разложение (1) будет точным, а при $i_0 < k_0$ – приближённым.

Рассмотрим определение $y_i(x)$ и b_i^n ($i = \overline{1, i_0}$, $n = \overline{1, N}$). Из условия ортогональности функций $y_i(x)$ можно показать, что

$$b_i^n = \sum_{k=1}^{k_0} f^n(x_k) y_i(x_k). \quad (2)$$

Система ортогональных функций может быть найдена из условия $\mathbf{A}y_i = \lambda_i y_i$, $i = \overline{1, i_0}$, где y_i – искомые векторы (ортогональные функции), $\mathbf{A}$ – автокорреляционная симметрическая матрица размером $k_0 \times k_0$

$$\mathbf{A} = \{A_{kp}\} = \left\{ \sum_{n=1}^N f_k^n f_p^n \right\} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N f_1^n f_1^n & \sum_{n=1}^N f_1^n f_2^n & \dots & \sum_{n=1}^N f_1^n f_{k_0}^n \\ \sum_{n=1}^N f_2^n f_1^n & \sum_{n=1}^N f_2^n f_2^n & \dots & \sum_{n=1}^N f_2^n f_{k_0}^n \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_1^n & \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_2^n & \dots & \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_{k_0}^n \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Таким образом, y_i являются собственными векторами, а λ_i – собственными числами матрицы $\mathbf{A}$. При этом наибольший вклад в разложение (1) дают слагаемые с теми y_i , собственные числа которых λ_i максимальны. Следовательно, если обрывать ряд ($i_0 < k_0$), то надо расположить собственные числа в порядке убывания ($\lambda_1 > \lambda_2 > \dots$) и в качестве системы ортогональных функций взять первые i_0 собственных векторов.

Пусть для моделируемого полного электронного содержания имеются медианные (средние по каждому месяцу s) данные для суточного интервала местного времени t (с заданной дискретностью) и для фиксированного набора уровней солнечной активности F , сетки широт φ и долгот λ : $f = f(t, s, F, \varphi, \lambda)$.

Представим эти данные в виде разложения

$$f(t, s, F, \varphi, \lambda) = \sum_i^{l_1} \sum_j^{l_2} \sum_k^{l_3} \sum_m^{l_4} X_i(t) Y_{ij}(s) \Phi_{ijk}(\varphi) Z_{ijkm}(F) L_{ijkm}(\lambda), \quad (4)$$

где $X_i(t)$ – ЕОФ местного времени t ; $Y_{ij}(s)$ – ЕОФ месяца s ; $\Phi_{ijk}(\varphi)$ – ЕОФ широты φ ; $Z_{ijkm}(F)$ – ЕОФ уровня солнечной активности F ; $L_{ijkm}(\lambda)$ – коэффициенты разложения, зависящие уже только от долготы λ .

Нахождение ЕОФ производится поэтапно. На первом этапе определяется система ЕОФ местного времени. Для этого представляем

$$f(t, s, F, \varphi, \lambda) = \sum_{i=1}^{p_1} W_i(s, F, \varphi, \lambda) X_i(t), \quad (5)$$

(p_1 – число градаций по времени), по всем имеющимся суточным ходам определяем автокорреляционную матрицу $\mathbf{A}$, находим её собственные векторы – систему ортогональных функций по времени $X_i(t)$. После этого находим коэффициенты $W_i(s, F, \varphi, \lambda)$

$$W_i(s, F, \varphi, \lambda) = \sum_{p=1}^{p_1} f(t_p, s, F, \varphi, \lambda) X_i(t_p). \quad (6)$$

Ряд (5) обрываем, оставив l_1 собственных векторов с наибольшими собственными числами. Критерием обрыва ряда (5) является достижение достаточной точности разложения при существенном сжатии информации.

На втором этапе определяем ЕОФ сезона. Каждый из полученных l_1 коэффициентов $W_i(s, F, \varphi, \lambda)$ представляем в виде

$$W_i(s, F, \varphi, \lambda) = \sum_{j=1}^{l_2} U_{ij}(F, \varphi, \lambda) Y_{ij}(s). \quad (7)$$

ЕОФ сезона $Y_{ij}(s)$ находятся через сезонные ходы коэффициентов $W_i(s, F, \varphi, \lambda)$. Таким образом, мы получаем l_1 систем ортогональных функций сезона, причём число удерживаемых членов в каждой системе принято одинаковым и равным l_2 . Коэффициенты в разложении (7) определяются по формуле

$$U_{ij}(F, \varphi, \lambda) = \sum_{p=1}^{p_2} W_i(s_p, F, \varphi, \lambda) Y_{ij}(s_p), \quad (8)$$

(p_2 – число градаций по сезонам). Итак, система ЕОФ по сезону – это $l_1 \times l_2 \times p_2$ -мерных векторов.

На третьем этапе определяем ЕОФ широты φ . Каждый полученный коэффициент $U_{ij}(F, \varphi, \lambda)$ представляем в виде ряда

$$U_{ij}(F, \varphi, \lambda) = \sum_{k=1}^{l_3} Q_{ijk}(F, \lambda) \Phi_{ijk}(\varphi). \quad (9)$$

Ортогональные функции широты $\Phi_{ijk}(\varphi)$ вычисляются через широтные ходы коэффициентов $U_{ij}(F, \varphi, \lambda)$. Получаем $l_1 \times l_2$ систем ЕОФ широты, число удерживаемых членов в каждой системе равно l_3 . Если p_3 – число градаций по широте, то система ЕОФ по широте – это $l_1 \times l_2 \times l_3 \times p_3$ -мерных векторов. Коэффициенты $Q_{ijk}(F, \lambda)$ рассчитываются по формуле

$$Q_{ijk}(F, \lambda) = \sum_{p=1}^{p_3} U_{ij}(F, \varphi_p, \lambda) \Phi_{ijk}(\varphi_p). \quad (10)$$

На четвёртом этапе определяются ЕОФ солнечной активности F . Каждый полученный коэффициент $Q_{ijk}(F, \lambda)$ представляется в виде ряда

$$Q_{ijk}(F, \lambda) = \sum_{m=1}^{l_4} L_{ijkm}(\lambda) Z_{ijkm}(F). \quad (11)$$

Ортогональные функции $Z_{ijkm}(F)$ находятся через имеющиеся коэффициенты $Q_{ijk}(F, \lambda)$ по солнечной активности. Получаем $l_1 \times l_2 \times l_3$ систем ЕОФ солнечной активности. Число удерживаемых членов в каждой системе равно l_4 . Сетка по солнечной активности содержит p_4 градаций, так что система ЕОФ по широте – это $l_1 \times l_2 \times l_3 \times l_4 \times p_4$ -мерных векторов.

После этого определяются коэффициенты $L_{ijkm}(\lambda)$

$$L_{ijkm}(\lambda) = \sum_{p=1}^{p_4} Q_{ijk}(F_p, \lambda) Z_{ijkm}(F_p). \quad (12)$$

Теперь, после нахождения всех необходимых значений, формула (4) превращается в основное соотношение, определяющее моделируемое значение полного электронного содержания в зависимости от рассматриваемых факторов.

Реализация модели

Выбор технологических параметров модели производился во многом эвристически и на основании имеющегося у авторов опыта ионосферного моделирования на базе ЕОФ.

Шаг по времени в суточном ходе был выбран равным 2 часам в соответствии с типичным временным шагом в IONEX-файлах, представляющих карты ПЭС. Из полного набора, состоящего из 12 собственных функций времени, удерживались для использования первые 5

($p_1 = 12, l_1 = 5$). Входные данные в сезонном ходе (по месяцам) формировались для каждого месяца усреднением по всем дням месяца. Таким образом, дискретность в сезонном ходе составляет 1 месяц и в модели использовались первые 4 собственные функции из 12 ($p_2 = 12, l_2 = 4$). Географическая сетка по широтам выбрана от 70° северной широты до 70° южной широты с шагом в 10° , поскольку данные по ПЭС для приполярных регионов явно не достаточно точны. Оставлены в модели первые 5 ЕОФ из 15 ($p_3 = 15, l_3 = 5$). Долготная сетка имеет шаг в 30° , в модели участвуют 4 ЕОФ из 12 ($p_4 = 12, l_4 = 4$).

Для каждого месяца из анализируемого набора использовался среднемесячный индекс солнечной активности $F_{10.7}$. Диапазон изменения индекса, включающий все месяцы всех лет от 2000 до 2009 года, составляет значения от 68.2 до 179.8 и разбивается на 6 равных отрезков размером 18.6 единиц. В семи узлах такой сетки значения ПЭС определялись с использованием линейной интерполяции по ближайшим значениям, содержащим данный узел.

В результате выполнения процедуры разложения исходных данных по естественным ортогональным функциям формируется многомерный числовой массив – в узлах многомерной сетки располагаются сглаженные моделируемые значения вертикального ПЭС. Для произвольной точки вне узлов сетки модельное значение рассчитывается с использованием последовательной многомерной линейной интерполяции между ближайшими узловыми значениями. При моделировании условий с активностью Солнца ниже 68.2 использовалась линейная экстраполяция. В условиях превышения индексом $F_{10.7}$ верхней границы 179.8 использование экстраполяции, как показал анализ модели, не результативно. Более приемлемые результаты получаются, если для всех высоких активностей индекс приводить к значению верхней границы 179.8. Видимо, имеет место насыщение изменений ПЭС с ростом активности.

Предлагаемую модель GEMTEC следует, прежде всего, рассматривать как альтернативу к рекомендованной для использования в системе GPS модели Клобучара. Поэтому представим графически сравнение результатов моделирования по модели GEMTEC и модели Клобучара. Все дальнейшие сравнения удобно делать в единицах TECU (Total Electron Content Unit, $1 \text{ TECU} = 10^{10} \text{ см}^{-2}$), так как для частоты L1 значение ПЭС, равное 6 TECU, примерно соответствует 1 метру поправки к псевдодальности. На рис. 1 показан типичный временной ход изменений вертикального ПЭС $I(t)$ в фиксированной среднеширотной точке. Изображен интервал времени t длительностью 120 часов (горизонтальная ось). По вертикальной оси отложены значения $I(t)$ в единицах TECU. Черным цветом изображен ход экспериментальных значений из карт ПЭС. Красная кривая – расчет по модели GEMTEC. Синяя кривая – расчет по модели Клобучара.

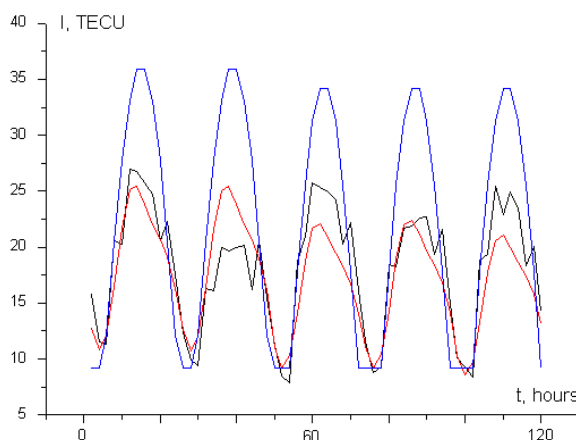


Рис. 1. Изменения во времени в течение 5 суток ПЭС по модели Клобучара (синяя кривая), модели GEMTEC (красная кривая) и экспериментальным данным (черная кривая)

На рис. 2 показан типичный широтный (вдоль нулевого меридиана) ход вертикального ПЭС в диапазоне широт от 70 градусов до 50 градусов (высокие южные широты представляют минимальный интерес).

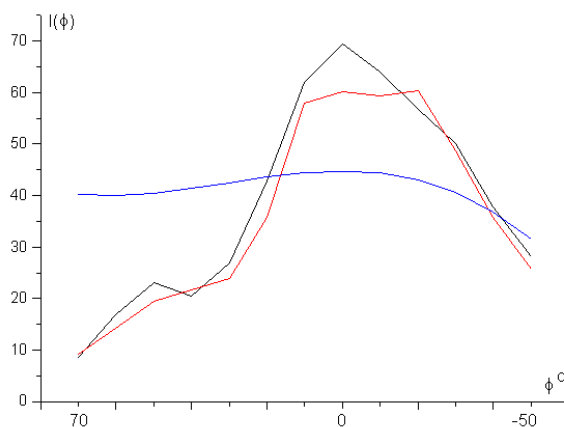


Рис. 2. Изменения ПЭС по широте вдоль нулевого меридиана по модели Клобучара (синяя кривая), модели GEMTEC (красная кривая) и экспериментальным данным (черная кривая)

Представленные графики достаточно убедительно свидетельствуют о преимуществах предлагаемой модели GEMTEC перед моделью Клобучара. Однако окончательные выводы о преимуществах представленной модели будут сделаны после её полномасштабного тестирования, которое будет сделано в ближайшее время.

Заключение

Реализация модели GEMTEC на персональном компьютере представляет собой компактную конструкцию, содержащую около 20 килобайт числовых данных и небольшого кода собственно расчетной части модели. Такая конструкция без проблем может быть реализована как в цифровой части навигационного приемника, так и в отдельном микроконтроллерном блоке.

Единственным входным параметром модели GEMTEC является индекс солнечной активности – интенсивность радиоизлучения Солнца на длине волны 10.7 см. Этот параметр может передаваться в одностотный приемник в режиме реального времени в навигационном сообщении или выбираться из соответствующей прогностической модели.

В описанном варианте модель GEMTEC реализует расчет вертикального ПЭС. Для применения рассматриваемой коррекции при решении навигационной задачи модель должна рассчитывать наклонные ПЭС для конкретных трасс ПРИЕМНИК – НАВИГАЦИОННЫЙ СПУТНИК. Такое развитие модели может быть сделано при её внедрении в конкретных изделиях, например, аналогично тому, как производится пересчет вертикальных ПЭС в наклонные модели Клобучара.

ЛИТЕРАТУРА

1. Hoffman-Wellenhof B., Lichtenegger H., Collins J. Global Positioning System: Theory and Practice. //Springer-Verlag Wien, New-York, 1992.
2. Афраймович Э.Л., Перевалова Н.П. GPS-мониторинг верхней атмосферы Земли. – Иркутск, 2006.
3. Klobuchar J.A. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users // IEEE Transactions on Aerospace and Electronics System, v.23, №3, 1986.
4. Bilitza, D., Reinisch, B. W. International Reference Ionosphere 2007: Improvements and new parameters. Advances in Space Research, v.42, 599-609, 2008.
5. Feltens, J. The International GPS Service (IGS) Ionosphere Working Group. Advances in Space Research, 31, 635-644, 2003.
6. Schaer, S., Gurtner, W., Feltens, J. IONEX: The IONosphere map eXchange format version~1. Proceeding of the IGS AC Workshop, 1998.

**GLOBAL EMPIRICAL MODEL OF IONOSPHERIC DELAY
CORRECTION OF SATELLITE NAVIGATION SYSTEMS****Bylinin K.E., Gordachev O.A., Ivanov V.B., Gefan G.D.**

The GEMTEC global empirical model designed to correct the ionospheric delay of satellite navigation systems is developed. The model is based on the total electron content maps from GPS system measurements. The model provides more accurate compensation of the ionospheric delay of GPS/GLONASS satellite navigation systems in comparison to the standard model recommended by the Interface Control Document of GPS systems.

Key words: empirical model, satellite navigational systems, ionosphere error.

Сведения об авторах

Былинин Константин Евгеньевич, 1957 г.р., окончил ВПУ КГБ СССР (1981), ведущий инженер кафедры АРЭО Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – наземные радионавигационные системы.

Горбачёв Олег Анатольевич, 1959 г.р., окончил ИГУ (1982), доктор технических наук, доцент, директор Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 44 научных работ, область научных интересов – радионавигация.

Иванов Всеволод Борисович, 1948 г.р., окончил ИГУ (1972), доктор физико-математических наук, профессор кафедры радиофизики ИГУ, автор 89 научных работ, область научных интересов – радиофизика.

Гефан Григорий Давыдович, 1956 г.р., окончил ИГУ (1978), кандидат физико-математических наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой высшей математики ИрГУПС, автор 45 научных работ, область научных интересов – статистические модели и их применение.

УДК 656.7.052:004.4

КОМПЬЮТЕРНОЕ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ В СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ТРЕНАЖЕРАХ¹

В.Ю. ХАРИТОНОВ, В.А. БАЖИН, Л.Е. РУДЕЛЬСОН

С развитием сетевых технологий и средств компьютерной графики все большую популярность приобретают распределенные системы виртуальной реальности, состоящие из множества компонент, взаимодействующих между собой по сети с целью создания единой для большого числа пользователей виртуальной среды. Многие вопросы построения таких систем все еще остаются открытыми и требуют дальнейших исследований. Главным является обеспечение согласованности распределенных данных при одновременном поддержании заданной чувствительности (времени реакции) системы.

В статье рассматривается применение распределенных систем виртуальной реальности для построения проекционных многоканальных систем визуализации современных авиационных тренажеров и предлагаются алгоритмы согласования данных в них.

Ключевые слова: распределенная система виртуальной реальности, согласованность данных, авиационный тренажер.

Введение

Понятие виртуальной реальности (ВР) прочно закрепилось в обиходе современной науки [1, 2]. Системы виртуальной реальности (СВР) находят все более широкое применение в различных областях человеческой деятельности. Повышенный интерес к таким системам связан с новым уровнем качества обучения навыкам. СВР позволяют с достаточной точностью воспроизводить специфическую для конкретной предметной области визуальную обстановку, предоставляя пользователю возможность не просто быть наблюдателем событий, происходящих в виртуальных мирах, но и принимать в них непосредственное участие. Пользователь активно вступает в контакт с объектами виртуальной среды как зрительно, так и с помощью устройств ввода-вывода, таким образом, создается эффект «погружения» пользователя в виртуальную среду, вполне точно имитирующую реальный мир.

Применения СВР в области обучения и переподготовки специалистов, особенно в профессиях, связанных с высокой степенью риска, признаны целесообразными, однако техническая реализация идеи заметно отстает от потребностей практики. Возникающие трудности с особой силой проявляются при организации распределенных систем (РС) ВР, использующих компьютерные сети. В таких системах появляется возможность взаимодействия множества удаленных друг от друга пользователей в общей для них виртуальной среде, невзирая на расстояния, что может быть востребовано во многих прикладных областях. Известные проблемы любых РС – от асинхронности вычислений и неоднородности узлов до аутентификации пользователей – усугубляются в РСВР необходимостью работы в реальном масштабе времени и поддержания противоречивых показателей чувствительности системы и согласованности данных между ее отдельными компонентами [3–6]. Кроме того, отсутствует строгий научный подход к проектированию РСВР, лучшие образцы которых являются скорее продуктами инженерной изобретательности, нежели обоснованной методики проектирования.

Тренажеры для обучения летного состава прежних поколений строились на основе тщательного макетирования реальных взлетно-посадочных полос и непосредственного движения в макете телевизионной камеры, передающей изображение обучаемому курсанту, имеющему средства имитации маневрирования. Механическая система – тележка на рельсах, в сравнении с системой ВР, предоставляет ограниченные возможности моделирования динамики полета. Известный лозунг пилотов «не задирай нос – опрокинешься» она не воспроизводит. Более того:

¹ Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант No. 11-07-00751-а)

допустим, не ученик, а опытный мастер ведет аэробус с сотнями пассажиров из Сеула в Париж и над Омском получает сообщение, что в Исландии «проснулся» вулкан, что к моменту, когда самолет окажется в Западной Европе, там будут закрыты все аэродромы, кроме Барселоны. Сейчас в таких случаях на борт передают картографические схемы посадки на незнакомом аэродроме. Если же борт связан с РСВР, то пилот может заранее отрепетировать свои действия в непростой ситуации, что повышает уровень безопасности полетов [7].

1. Распределенные системы виртуальной реальности

Одна из основных задач развертывания РСВР состоит в формировании виртуальной среды, являющейся интерактивной, единой и согласованной (непротиворечивой) для всех пользователей. Перечисленные свойства зависят как от реалистичности визуализируемого системой изображения, так и от заложенных в нее сетевых механизмов согласования данных. На рис. 1 РСВР условно представлена набором компьютеров (узлов), объединенных сетью, которые вместе образуют единую информационную среду. Каждый пользователь отображен некоторым объектом, состояние которого (положение в пространстве, скорость и т.д.) контролируется интерактивным программным приложением (именуемым *процессом*) с трехмерным интерфейсом, выполняемым на соответствующем узле. Процесс производит визуализацию трехмерного вида виртуальной среды для отдельного пользователя и информирует о совершенных им действиях процессы других пользователей, посылая им *сообщения обновления*, а также получает сообщения обновления от других процессов системы. Результатом взаимодействия процессов РСВР является ощущение у всех пользователей своего присутствия в общем виртуальном мире.

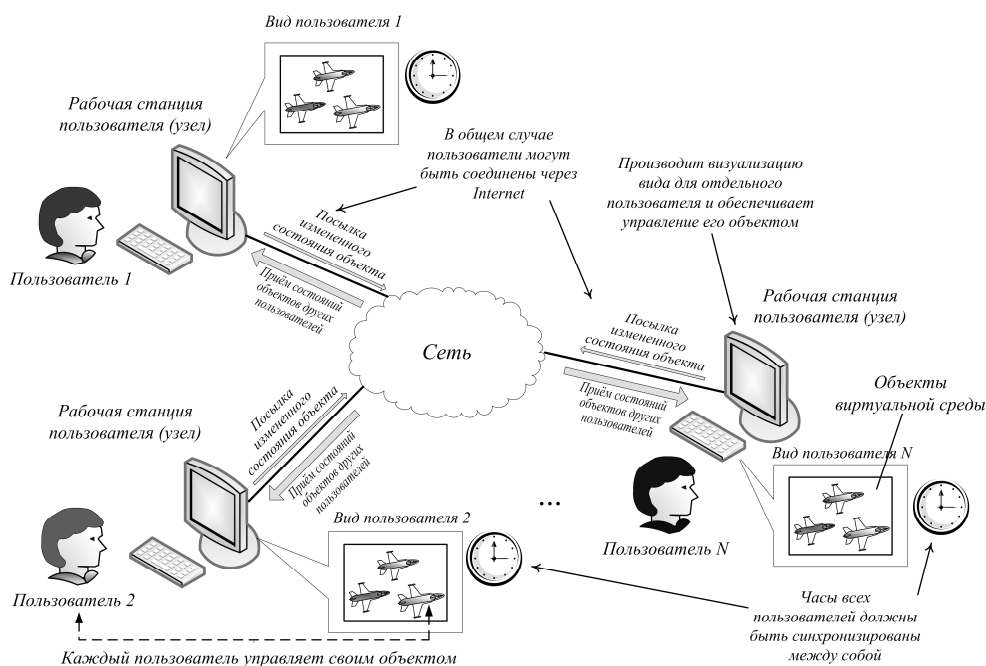


Рис. 1. Условное представление распределенной системы виртуальной реальности

Характер взаимодействия пользователей (в том числе визуального) выдвигает требования *согласованности* и *чувствительности* [8]. Первое говорит о том, что все пользователи РСВР должны иметь идентичные данные о состоянии виртуальной среды в каждый момент времени, т.е. информация об изменениях этого состояния должна распространяться между ними максимально быстро. Именно согласованность позволяет добиться эффекта одновременного присутствия многих пользователей в общей виртуальной среде. Требование чувствительности характеризует время, необходимое, чтобы действие пользователя вызвало отклик виртуальной среды,

т.е. реакцию системы. В общем случае эти два требования противоречат друг другу: любое действие, произведенное каким-либо процессом РСВР, выводит систему из согласованного состояния до тех пор, пока информация об этом действии не будет сообщена другим процессам, что может занимать значительное время, превышающее максимально допустимое время отклика. Поэтому в РСВР необходимо искать компромисс между согласованностью и чувствительностью. Международный стандарт уровня чувствительности интерактивных приложений трехмерной графики составляет 1/60 долю секунды.

При сравнении РСВР с классическими распределенными системами, наряду с общими свойствами, такими как асинхронность вычислений, отсутствие общей для всех процессов памяти, географическая удаленность и неоднородность вычислительных узлов, можно выделить характерные особенности РСВР [9]:

- *вычисления производятся в реальном времени* – это предъявляет особые требования к вычислительным узлам, которые должны успевать обрабатывать большие объемы информации за малое время, и к каналам связи, которые должны обеспечивать своевременный доступ к наиболее обновленному (актуальному) состоянию виртуальной среды;
- *вычисления носят специфический и итеративный характер* – большая их часть сводится к непрерывному расчету глобального состояния виртуальной среды, которое постоянно меняется, причем не только в ответ на действия пользователей, но и с течением времени;
- *необходимость временной синхронизации процессов* – хотя в системе нет глобальных часов, каждый из процессов имеет свои локальные часы, отсчитывающие модельное время, и эти часы должны быть синхронизированы между собой.

Сравнительный анализ существующих решений обнаруживает три основных типа РСВР, определяемых областями применения: *тренажерные, сетевые виртуальные среды и многопользовательские сетевые компьютерные игры*. Из анализа следует, что:

- большинство систем разработаны за рубежом, информация по многим ключевым вопросам, связанным с обеспечением согласованности данных отсутствует;
- не реализованы высокоуровневые сетевые протоколы для работы со средой ВР;
- большинство систем не имеют встроенных механизмов управления репликацией;
- почти все системы ориентированы на конкретные области применения и задачи;
- отсутствует общий подход и инструментарий для построения РСВР.

Таким образом, в настоящее время многие вопросы построения РСВР все еще остаются открытыми и требуют дальнейших исследований. И главным из них является обеспечение согласованности данных при одновременном поддержании заданной чувствительности.

2. Специфика использования виртуальных сред в авиационных тренажерах

Современные авиационные тренажеры принято классифицировать на процедурные и комплексные. *Процедурный авиационный тренажер* предназначен для профессиональной подготовки летного состава. Это техническое средство обучения (рис. 2), позволяющее формировать навыки и умения, необходимые в реальных условиях деятельности пилота и обладающее следующими основными свойствами:

- имитация на тренажере отдельных фрагментов условий реальной деятельности пилота;
- возможность отработки отдельных операций реальной деятельности пилота;
- возможность объективного контроля инструктором всех отрабатываемых на тренажере действий.



Рис. 2. Общий вид процедурного тренажера в учебном центре

Процедурные тренажеры обеспечивают обучение конкретным операциям управления, например, полетом; двигателем и авиационными штатными системами; радиоэлектронным оборудованием; боевому применению в ночных условиях и т.д. Как правило, в их состав входят дисплейные имитаторы приборных досок и имитаторы рычагов управления, которые по своим предельным перемещениям, характеристикам загрузки и тактильным ощущениям на всех этапах и режимах полета соответствуют реальным. Часть приборов, непосредственно относящихся к выполнению операции, реальные. Процедурные тренажеры могут использоваться для обучения персонала, не связанного напрямую с управлением полетом.

Комплексный авиационный тренажер реализует обучение на более совершенном уровне и обладает следующими основными свойствами:

- максимальное приближение условий деятельности пилота на тренажере к реальным;
- обеспечение отработки всех задач реальной деятельности пилота в целом;
- возможность объективного контроля результатов всех отрабатываемых задач.

Комплексный тренажер (рис. 3) является техническим средством более высокого уровня обучения и поддержания натренированности летного состава. В нем воспроизведен реальный интерьер кабины, предусмотрена возможность отработки всех без исключения режимов эксплуатации летательного аппарата (ЛА) и полный набор средств, обеспечивающих адекватное воздействие на все органы чувств и реакцию на все действия обучаемого. Если ЛА управляется экипажем, то рабочие места выполняются изолированно и соединяются в сеть на уровне программного обеспечения, что позволяет как отрабатывать взаимодействие членов экипажа, так и обучать каждого члена экипажа в отдельности.



Рис. 3. Комплексные тренажеры на выставке МАКС-2009:
слева – кабина тренажера вертолета Ми-8 (ЗАО «Транзас»),
справа – кабина тренажера ОАО «ОКБ Сухого»

Схема комплексного авиационного тренажера (рис. 4) содержит:

- макет кабины самолета с приборными панелями и органами управления;
- компьютерные системы, имитирующие аэродинамику и динамику полета, акустические шумы; работу самолетных систем, силовой установки, органов управления, пилотажно-навигационного комплекса, приборного оборудования (авионики);
- систему синтеза внекабинного пространства;
- центральный управляющий сервер;
- рабочее место инструктора;
- система бесперебойного электропитания и другие.

В общем случае авиационный тренажер строится на основе мультисерверной архитектуры взаимодействия и может иметь в своем составе несколько распределенных подсистем, располагаемых либо в одной, либо в различных подсетях. Важным компонентом архитектуры является РС синтеза внекабинного пространства. Она позволяет в реальном времени строить качественное и реалистичное изображение местности (виртуальной среды), над которой производится полет. Высокое качество итогового изображения достигается с помощью метода *параллельной многоканальной визуализации*: итоговое изображение формируется из отдельных перекрывающихся сегментов, каждый отображается своим *каналом визуализации*. В результате, разрешение получаемого изображения может составлять порядка 7000×2000 точек (10-канальная система, содержащая 2 ряда по 5 проекторов) при частоте визуализации 60 Гц.

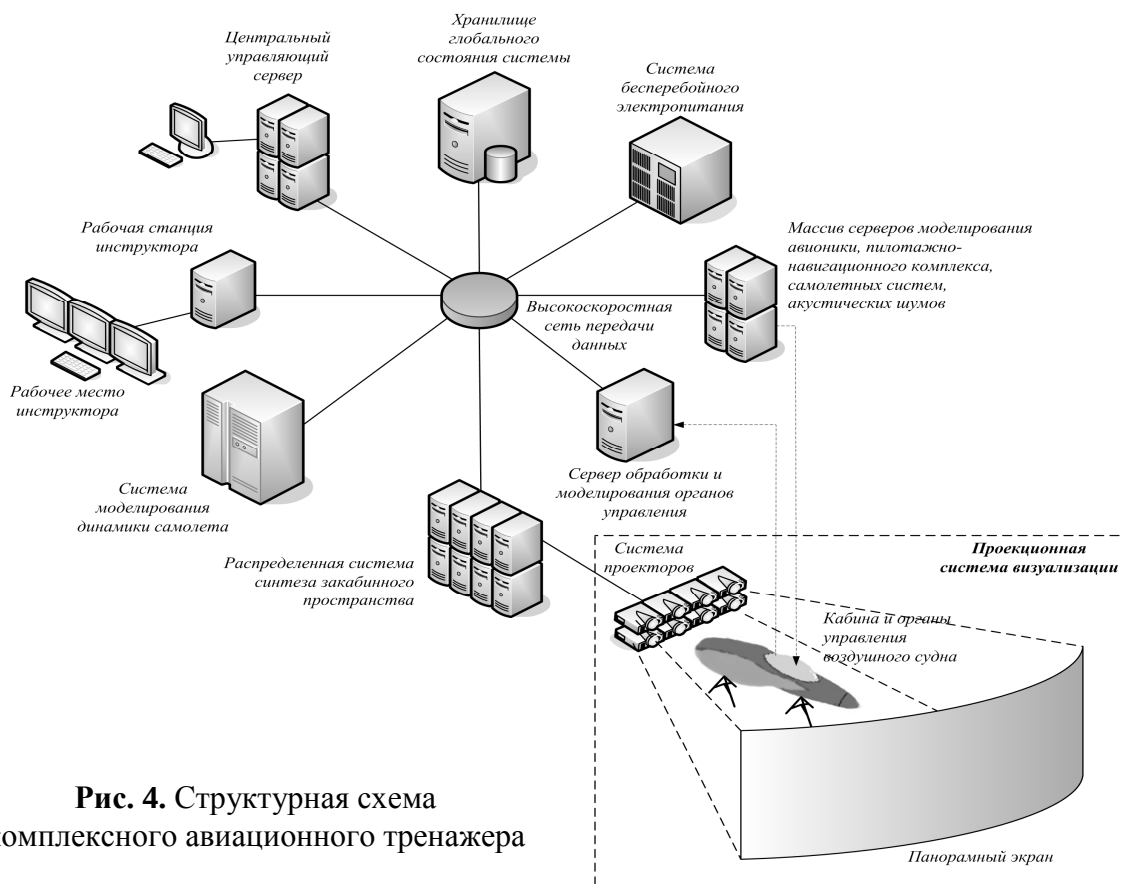


Рис. 4. Структурная схема комплексного авиационного тренажера

РС синтеза внекабинного пространства, по своей сути, является подвидом РСВР и построена по тем же принципам: центральный сервер хранит глобальное состояние виртуальной среды и осуществляет периодическую его рассылку на каналы визуализации. Каналы визуализации, в свою очередь, являются независимыми вычислительными узлами со своей локальной памятью. Одно из немногих отличий заключается в том, что все каналы отображают не разные виды виртуальной среды, а части одного и того же вида, наблюдаемого из общей для них точки в виртуальном пространстве.

Каждый канал визуализации подключен к отдельному проектору, установленному и откалиброванному таким образом, чтобы выводить определенную часть общего изображения на заданную область экрана. Детальное и реалистичное представление ландшафта основано на данных картографии, аэрофотосъемки и обширной текстурной и объектовой базе данных, позволяющих моделировать разнообразные типы земной поверхности в различные времена года. Трехмерное представление гор, холмов, поверхности земли, разнообразных погодных явлений, облачности различного типа и плотности, локальных туманов и гроз, водной поверхности с трехмерными волнами, соот-

ветствующими ветровым условиям, искусственных статичных и динамичных объектов создает максимально реалистичную внешнюю среду для проведения тренажа.

3. Особенности алгоритмов согласования данных

К РСВР авиационных тренажеров предъявляются жесткие требования на своевременность доставки данных от сервера к каналам визуализации (построения зрительной картины). Нарушение синхронизации между ними не должно превышать одного кадра визуализации (рис. 5 а). Экспериментально установлено, что для соблюдения этого условия нужно, чтобы задержка (латентность) t_L передачи данных не превышала времени цикла визуализации t_{vc} , равного $1/60 \text{ с} \approx 16,67 \text{ мс}$. Должно удовлетворяться условие $t_L < t_{vc}$, что согласуется с частотным подходом к определению согласованности, предложенным в [10], а также с критерием наблюдательной согласованности, введенным в [11]. Рис. 5 б показывает, что если указанное неравенство нарушается, т.е. $t_L > t_{vc}$, то рассинхронизация между сервером и каналом визуализации становится больше одного кадра (на рис. 5 она составляет 2 кадра).

Для сокращения латентности (задержки) передачи данных в протоколе, наряду с уже имеющимися режимами прямых TCP и UDP соединений, активируют режим широковещательной рассылки. Данный режим, основанный на *broadcast*-рассылке протокола UDP, позволяет

значительно сократить время отклика каналов визуализации на изменения в глобальном состоянии виртуальной среды (латентность в пределах 1 Гбит/с локальной сети не превышает 2 мс). На рис. 5 показана временная диаграмма асинхронного режима работы РС визуализации. Каналы визуализации опрашивают сеть в поисках обновленных состояний среды строго в начале каждого цикла визуализации. Между началами кадров на сервере и клиентах нет жесткой связи: при колебаниях латентности частота поступления данных и, следовательно, визуализации может «плавать». Если



Рис. 5. Работа системы в асинхронном режиме. Стрелками показана передача состояния виртуальной среды от сервера клиенту

сообщения от сервера запаздывают, то их обработка производится лишь в следующем цикле визуализации, что влечет задержку визуализации на каналах как минимум в один кадр.

Для преодоления недостатков асинхронного режима разработан синхронный режим визуализации, позволяющий добиться максимальной согласованности между сервером и каналами визуализации. Работа в данном режиме поясняется рис. 6.

Клиент на каждом кадре ожидает прихода специального сообщения (*EOF – End-Of-Frame*), означающего завершение очередного такта моделирования на сервере, и только после него переходит к моделированию состояния виртуальной среды и визуализации. В результате, ситуация несвоевременной обработки пришедших по сети данных становится невозможной. Даже в случае латентности, превышающей время цикла визуализации (рис. 6 б), рассинхронизация между

сервером и каналами в синхронном режиме не превышает одного кадра. Однако дальнейший рост латентности недопустим, и в этом режиме должно удовлетворяться неравенство $t_L < 2t_{VC}$. Помимо покадровой синхронизации полезно применять, если это возможно, метод временной синхронизации.

В случае, если система моделирования динамики самолета выдает сообщения обновления с частотой, отличной от 60 Гц – 30, 40 и даже 100 Гц (что довольно часто встречается при сборке комплексных тренажеров по модульному принципу из компонентов от различных производителей), стабильность и непрерывность визуализации может нарушаться. Становится возможной ситуация, когда данные с сервера моделирования приходят с непостоянной частотой.

Это приводит к неравномерному движению воспроизводимых на экране объектов, а иногда даже к рывкам воздушного судна и других элементов моделируемой сцены, что недопустимо.

В ситуациях рассинхронизации между сервером моделирования и системой визуализации, применение асинхронного режима работы системы визуализации становится более оправданным, однако необходим механизм, позволяющий сглаживать задержки в обработке поступающих сообщений обновления. В качестве такого механизма применяют адаптивный метод предсказания состояний объектов [10, 11]. Это позволяет сглаживать неравномерность поступления новых состояний виртуальной среды с помощью упрежденного расчета параметров недостающих состояний.

Заключение

Основным вопросом проектирования распределенных систем виртуальной реальности является обеспечение согласованности данных при одновременном поддержании заданной чувствительности (времени реакции). В статье предложены два алгоритма согласования данных в проекционных многоканальных системах визуализации современных авиационных тренажеров при ограничениях на время отклика системы. Рассмотренный подход реализован в программном обеспечении комплексных авиационных тренажеров, разрабатываемых ЗАО «Транзас» и ОАО «ОКБ Сухого».

В заключение отметим, что область применения РСВР в авиационных тренажерах не ограничивается только системами визуализации и имеет гораздо более широкий охват. Одним из перспективных направлений является использование РСВР для отработки навыков по взаимодействию членов экипажей воздушных судов, а также при воспроизведении группового пилотажа [12].

ЛИТЕРАТУРА

1. Бабенко В.С. Виртуальная реальность. Толковый словарь терминов. - СПб.: ГУАП, 2006.
2. Архитектура виртуальных миров / под. ред. М.Б. Игнатьева, А.В. Никитина, А.Е. Войскуновского. – СПб.: ГУАП, 2009.

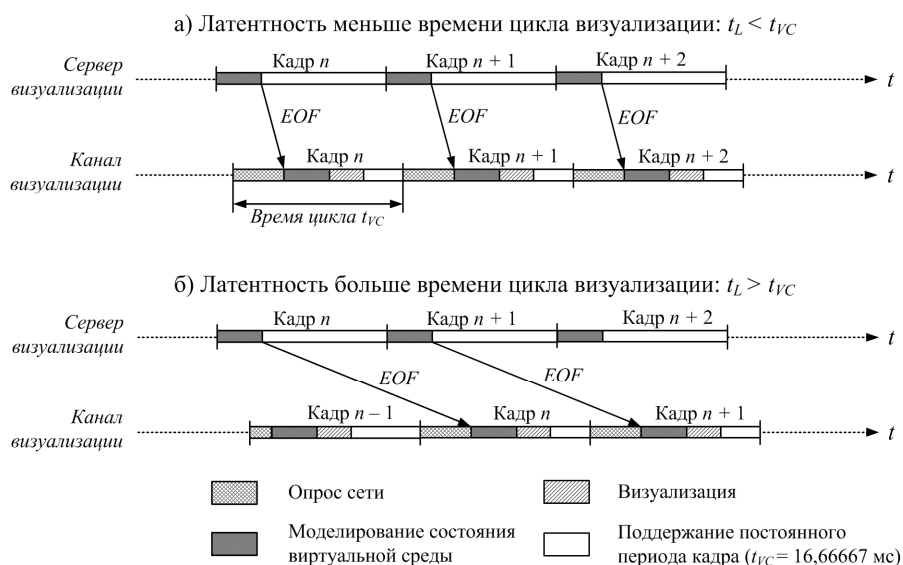


Рис. 6. Временная диаграмма работы в синхронном режиме

3. **Таненбаум Э.** Распределенные сети: принципы и парадигмы. – Спб.: Питер, 2003.
4. **Тель Ж.** Введение в распределенные алгоритмы. – М.: МЦНМО, 2009.
5. **Гальков М.А., Рудельсон Л.Е., Тверитнев М.М.** Имитационная модель использования воздушного пространства // Известия Российской академии наук, теория и системы управления, 2003. - № 4.
6. **Топорков В.В.** Модели распределенных вычислений. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.
7. **Елисов Л.Н.** Качество профессиональной подготовки авиационного персонала и безопасность воздушного транспорта. – М.: Исследовательский центр качества подготовки специалистов, 2006.
8. **Харитонов В.Ю., Дзегеленок И.И., Орлов Д.А.** Вычислительные аспекты построения распределенных систем виртуальной реальности // Научный Вестник МЭИ. – М.: 2008.
9. **Харитонов В.Ю.** Модели согласованности для распределенных систем виртуальной реальности // Труды 3-й Всероссийской научно-технической конференции «Методы и средства обработки информации». – М.: МАКС Пресс, 2009.
10. **Kharitonov V.Y.** An Approach to Consistent Displaying of Virtual Reality Moving Objects // Proceeding of 3rd International Conference on Dependability of Computer Systems DepCoS-RELCOMEX, IEEE Computer Society, Los Alamitos, USA, 2008.
11. **Харитонов В.Ю.** Сетевые механизмы обеспечения согласованности данных в распределенных системах виртуальной реальности: автореф. дисс. на соискание ученой степени канд. техн. наук. – М.: Полиграфический центр МЭИ (ТУ), 2010.
12. **Kharitonov V.Y.** A Software Architecture of Distributed Virtual Reality System for Formation Flight Visualization [Electronic resource] // Proceedings of 3rd European Conference for Aero-Space Sciences. Versailles, France. July 6–9th, 2009. – Electronic data. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см. – ISBN 978-2-930389-47-8.

COMPUTER REPRODUCTION OF VIRTUAL REALITY IN MODERN FLIGHT SIMULATORS

Kharitonov V.Y., Bazshin V.A., Rudelson L.E.

With the development of networking technologies and computer graphics distributed virtual reality systems are becoming more popular. Such systems are composed of many components interacting with each other over the network with the aim of creating shared multi-user virtual environment. Many of the issues of building such systems are still open and require further research. The main issue is to ensure the consistency of distributed data, while maintaining a given responsiveness (reaction time) of the system.

In paper the application of distributed virtual reality systems for projection multi-channel visualization systems in modern flight simulators is considered and algorithms to maintain data consistency within such systems are proposed.

Key words: distributed virtual reality system, data consistency, flight simulators.

Сведения об авторах

Харитонов Василий Юрьевич, 1984 г.р., окончил МЭИ (2007), кандидат технических наук, младший научный сотрудник МЭИ, автор более 10 научных работ, область научных интересов – распределенные системы виртуальной реальности, трехмерная графика, сетевое программирование, разработка авиационных тренажеров.

Бажин Владимир Анатольевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – программное обеспечение автоматизированных систем организации воздушного движения.

Рудельсон Лев Ефимович, 1944 г.р., окончил МЭИ (1968), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов – программное обеспечение автоматизированных систем организации воздушного движения.

УДК 656.7.052

СОВРЕМЕННЫЕ ВИЗУАЛЬНЫЕ ИНТЕРФЕЙСЫ В УПРАВЛЕНИИ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

А.Л. ГОРБУНОВ

В статье обсуждается современное состояние разработок визуальных интерфейсов для систем инструментальной посадки. Обосновывается целесообразность исследования трехмерного стереоскопического интерфейса. Предлагается структура симулятора для компактной системы инструментальной посадки резервного типа, описывается дизайн экспериментов.

Ключевые слова: управление воздушным движением, инструментальная посадка, визуальный интерфейс, комбинированная реальность.

Текущее состояние и проблемная ситуация

Множество методик и технологий, задействованных в наземных службах управления воздушным движением (УВД), тесно связано с аналогичным множеством для бортовых навигационных средств воздушных судов (ВС), особенно в части процедур обеспечения безопасного взлёта и посадки. Таким симбиозом, к примеру, характеризуются системы инструментальной посадки (Instrument Landing System, ILS) в условиях ограниченной видимости. Многие технические решения мигрируют из одного множества в другое, поэтому оправданным является изучение новейшего опыта развития бортовых средств ILS с целью не только его освоения, но и возможного распространения на весь комплекс УВД.

Состоявшийся в январе 2011 г. форум RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics - некоммерческое объединение ведущих производителей авионики, вырабатывающее рекомендации для американского госрегулятора гражданской авиации Federal Aviation Administration, FAA) чётко обозначил новизну в разработках ILS как конвергенцию следующих направлений:

- ▲ SVS (Synthetic Vision System - система технического зрения, представляющая пилоту 3D-модель рельефа местности и наземных объектов);
- ▲ EVS (Enhanced Vision System – система, обеспечивающая вид района посадки в условиях плохой видимости с помощью бортовых средств — инфракрасной камеры или радара);
- ▲ HUD (Head-Up-Display – прозрачная панель перед лобовым стеклом пилотской кабины, на которую выводится индикация основного дисплея управления полётом);
- ▲ LPV (Localizer Performance with Vertical Guidance – процедура инструментальной посадки ВС с использованием GPS);
- ▲ AR (Augmented Reality – дополненная или комбинированная реальность, технология совмещения объектов реального мира и виртуальных, созданных компьютером объектов).

Причём речь идёт о сертификации подобных решений для больших авиалайнеров уже к 2013 г. Типичным (но далеко не единственным) примером может служить комплекс SmartView [2] компании Honeywell, установленный на 150 самолётах Gulfstream.

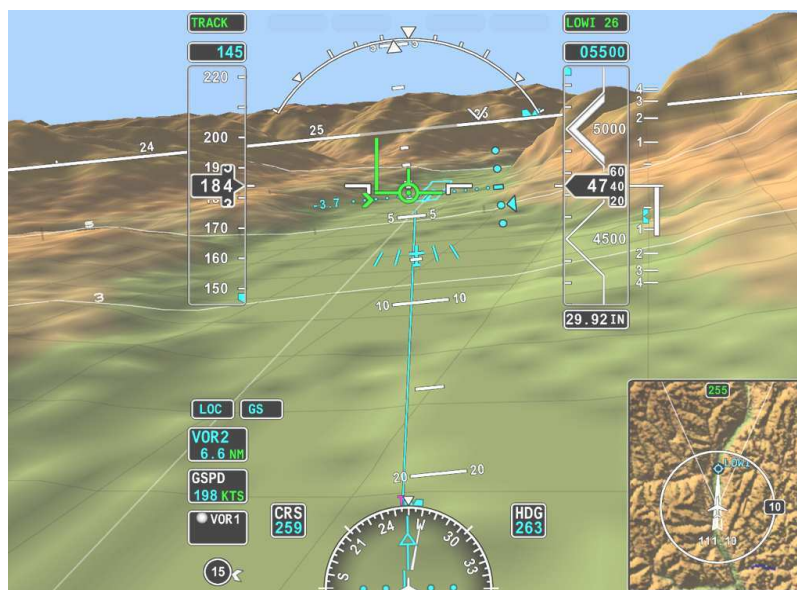


Рис. 1. Дисплейная картинка комплекса SmartView.
Изображение с сайта www.honeywell.com

SmartView обеспечивает пилоту дисплейную картинку, содержащую стандартные индикаторы параметров полёта, совмещённые с 3D-моделью рельефа местности (рис. 1, Honeywell владеет сертифицированной FAA базой данных с трехмерными моделями местности по практически всем аэропортам мира), а также с реальным изображением этой местности, получаемым с помощью установленной на носу самолёта инфракрасной камеры. 3D-модели, позиционируемые посредством GPS, и «видящая» сквозь туман и облачность в любое время суток инфракрасная камера позволяют снизить высоту принятия решения о выполнении посадки в условиях ограниченной видимости до 30 м. На рис. 2 слева показан реальный вид из пилотской кабины при посадке в сильном тумане, справа - тот же вид в тот же момент на дисплее SmartView, где тёмный прямоугольник в центре - картинка инфракрасной камеры, совмещённая с пространством 3D по краям.



Рис. 2. Дисплей SmartView и реальный вид из пилотской кабины при посадке в условиях сильного тумана. Изображение с сайта www.fastcodesign.com

Дисплей SmartView при этом работает в режиме AR.

Возможности технологии AR хорошо совпадают со спецификой ILS, что подтверждается примерами 2010 года: в октябре FAA сертифицировала для использования на самолётах Boeing комплекс EVS разработки Rockwell Collins [5], включающий HUD, который по сути представляет собой устройство AR с двумерными (2D) виртуальными объектами (рис. 3, виртуальные объекты - индикаторы параметров полёта), а в апреле на состязаниях Rocket Racing League был продемонстрирован AR-интерфейс для пилотов на базе шлема Targo израильской компании Elbit Systems с виртуальными 3D-объектами. Данный интерфейс трассирует траекторию полёта виртуальными маркерами (рис. 4), проецируемыми на щиток шлема пилота. AR-интерфейсы позволяют пилотам иметь информацию о параметрах полёта и ориентироваться в пространстве одновременно сохраняя визуальный контроль окружающей обстановки.



Рис. 3. HUD в составе EVS.
Изображение с сайта www.boeing.com



Рис. 4. Вид виртуальной траектории полёта в шлеме Targo.
Изображение с сайта www.rocketracingleague.com

Работы в области SVS/EVS с элементами AR активно ведутся и в Европе (исследовательские группы в технических университетах Дельфта [1] и Мюнхена [8], Ливерпульском университете [9]). ILS с применением AR подразумевает использование специального устройства

отображения, совмещающего виртуальные объекты и реальный мир. В упомянутых выше системах таковые являются весьма габаритными и очень дорогостоящими комплексами, которые, тем не менее, не обеспечивают развития в очевидном на сегодня направлении: от 2D и «плоского» 3D к варианту 3D+стерео.

Возможное решение

По меньшей мере, две компании - израильская Lumus [4] и французская Laster Technologies [3] - заявили в 2010 г. о разработках дисплеев AR в виде прозрачных стёкол со специальными оптическими элементами, выводящими на эти стёкла стереопары виртуальных объектов. Такой подход превращает стерео устройства отображения AR в компактные и сравнительно недорогие очки (рис. 5). Обе компании обещают вывести данные продукты на рынок в 2011 г.



Рис. 5. AR-очки Video Eyeglasses компании Lumus.

Изображение с сайта www.lumus-optical.com

Сочетание подобных AR-очков с мобильным устройством, содержащим приемник GPS, акселерометр, цифровой компас, гироскоп и достаточно мощный процессор (например, iPhone4, создание его специальной версии для военных применений уже обсуждается) даёт всё необходимое, т.е. трекинг с 6 степенями свободы, устройство обработки и стереоустройство AR-отображения для создания карманной (буквально уместящейся в нагрудном кармане) полностью автономной и недорогой ILS, которая может быть использована в качестве резервной по отношению к стандартным бортовым средствам навигации. Необходимость такой резервной системы хорошо иллюстрируется инцидентом 25 января 2008 г., когда экипаж самолёта Airbus A320 со 107 пассажирами, выполнявшего рейс 731 авиакомпании United Airlines, столкнулся с неполадкой бортового электрооборудования, в результате которой вышли из строя дисплей, радиостанция, система TCAS и индикаторы пространственного положения. Хорошая погода и полёт в дневное время суток позволили экипажу успешно посадить самолёт в аэропорту г. Ньюарк, но в ночное время при ограниченной видимости катастрофа была бы практически неизбежной, как это произошло ночью 22 марта 2010 г. при посадке Ту-204 с неисправным навигационным оборудованием в аэропорту Домодедово. Пилот Ту-154 польского президента смог бы избежать катастрофы в апреле 2010 г. при наличии подобной резервной ILS.

Также очевидна ценность и уместность такой карманной ILS для самолётов малой авиации, не оснащённых развитыми бортовыми навигационными комплексами. Кроме того, подобная ILS позволяет реализовывать визуальный интерфейс в варианте 3D+стерео, наиболее естественном для человека, что не только должно повысить качество пространственной ориентации пилотов, но и сводит к минимуму обучение пользованию данным навигационным инструментом. Пилот сможет увидеть посадочную глиссаду как серию маркеров в виде объёмных рамок в стерео режиме (рис. 6). Полёт внутри виртуального туннеля, обозначенного 3D-рамками, означает повышение вероятности успешной посадки в условиях любой, даже нулевой

видимости. В МГТУ ГА зарегистрирована заявка на патент РФ на автономную ILS с визуальным интерфейсом 3D+стерео.

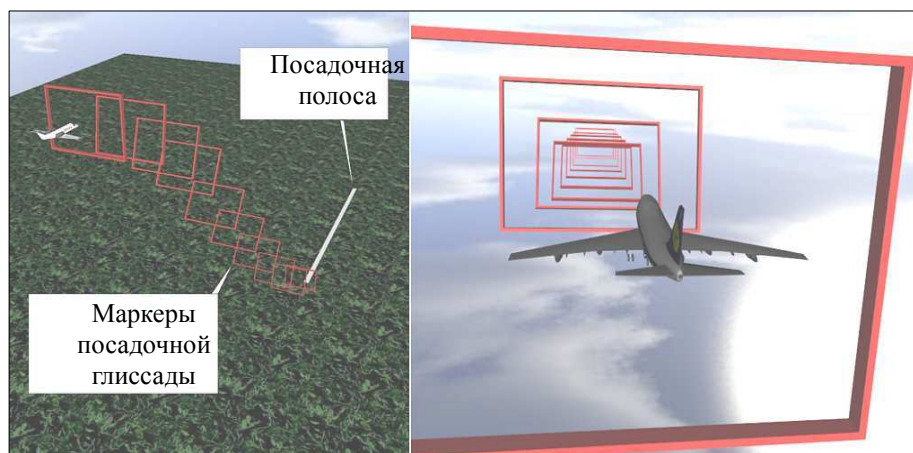


Рис. 6. Объёмные рамки-маркеры посадочной глissады, наблюдаемые в стерео-режиме

Попытки реализации подобного интерфейса уже предпринимались в SVS, однако при этом был реализован вариант нестереоскопической 3D виртуальной реальности без визуального контакта с реальным миром [6, 7]. Упомянутая выше SVS SmartView имеет AR-дисплей (рис. 2), но обеспечивающий режим нестереоскопической трехмерности (такой же режим в монохромном представлении может быть реализован и на HUD в EVS разработки Rockwell Collins).

Вопросы точности позиционирования и доступности сервисов GPS лежат вне тематики данной статьи, поэтому коротко отметим, что современное состояние системы GPS (и особенно дифференциальных GPS типа WAAS, уже охватывающей всю территорию США) и подобных ей (ГЛОНАСС, EGNOS), а особенно перспектива их интеграции в ближайшие годы делает линейное GPS-позиционирование приемлемой основой для карманной ILS резервного типа. GPS используется в SmartView для позиционирования 3D-модели; на начало 2009 г. FAA зарегистрировала больше посадок LPV (1445 случаев), чем совершенных с помощью «традиционных» ILS на оборудованных этой аппаратурой аэродромах. Встроенные в iPhone4 гироскоп и акселерометр решают проблему получения угловых координат с достаточной точностью.

Дизайн эксперимента

Несмотря на интуитивную очевидность более высокой эффективности интерфейса 3D+стерео для ILS по сравнению с 2D и 3D, использование визуального интерфейса 3D+стерео требует предварительного исследования, доказывающего его преимущества (или отсутствие таковых).

В МГТУ ГА с этой целью планируется проведение серии экспериментов, дизайн которых имеет следующую структуру. Привлекаются 3 группы испытуемых по 12 человек в каждой (студенты университета), однородные по возрастному, образовательному и гендерному составу. Пилоты намеренно исключаются из числа испытуемых, поскольку их профессиональный опыт работы по показаниям приборов является фактором, искажающим результаты сравнительного эксперимента. В среде разработки Vizard [10] разрабатываются компьютерные симуляторы полёта вдоль посадочной глissады с применением визуальных интерфейсов 2D (по образцу, показанному на рис. 3), 3D (по образцу, показанному на рис. 4) и 3D+стерео (по образцу, показанному на рис. 6). Виртуальный самолёт управляется испытуемым посредством джойстика.

Симуляторы 2D и 3D работают на дисплее в моно-режиме, 3D+стерео - на дисплее, работающем в стерео-режиме (используется дисплей ViewSonic vx2268vm 3D Ready со стереоочками NVIDIA 3D Vision Glasses). Испытуемые 1-й группы осуществляют «посадку», пользуясь интерфейсом 2D, 2-й группы - 3D, 3-й группы - 3D+стерео. Независимой качественной переменной в экспериментах является тип визуального интерфейса, зависимыми количественными переменными - среднее квадратическое отклонение траектории движения симулируемого самолёта от идеальной посадочной глиссады и среднее время, которое испытуемый тратит на устранение отклонений от посадочной глиссады, возникающих вследствие моделируемых случайных внешних воздействий. Блок-схема симулятора показана на рис. 7. Статистически значимая разница между результатами, показанными разными группами участников эксперимента, выявляется методами однофакторного дисперсионного анализа.



Рис. 7. Блок-схема симулятора полёта вдоль посадочной глиссады

Заключение

В случае подтверждения повышенной эффективности интерфейса 3D+стерео открывается перспектива создания AR ILS со следующими преимуществами относительно существующих:

1. Карманные (буквально) габариты.
2. Улучшенная пространственная навигация.
3. Независимость от бортовых источников питания.
4. Минимум специального обучения.

5. Низкая стоимость.

Создание карманной ILS со стереоинтерфейсом AR будет означать прорыв в области промышленных применений технологий AR, которые в 2009-2010 гг. стремительно прогрессировали в рекламном секторе и в секторе простых навигационных приложений для смартфонов. Карманная недорогая ILS со стереоинтерфейсом будет неизбежно иметь высокий спрос со стороны пилотов малой авиации, а количество таких ВС, не оснащённых развитыми бортовыми навигационными комплексами (порядка 200 тыс. во всем мире), позволяет говорить о серьёзной рыночной перспективе для данного решения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Delft University of Technology** (последнее посещение 3/4/2011). Synthetic Vision: <http://www.synthetic-vision.tudelft.nl/SVatDelftUofT/SVatDelftUofT.htm>
2. **Honeywell** (последнее посещение 3/4/2011). SmartView: http://www51.honeywell.com/aero/IndustryExpertise/BusinessAviation3/ipfd_primus.html?c=321
3. **Laster Technologies** (последнее посещение 3/4/2011). SmartVision: <http://www.laster.fr/produits/smartvision/>
4. **Lumus** (последнее посещение 3/4/2011). Video Eyeglasses: http://www.lumus-optical.com/index.php?option=com_content&task=view&id=9&Itemid=15
5. **Rockwell Collins** (последнее посещение 3/4/2011). Head-up Displays (HUD): http://www.rockwellcollins.com/Products_and_Systems/Displays/Head_up_Displays.aspx
6. **Sachs, G., Schuck, F. and Holzapfel, F.** (2008). Low-Cost On-Board Guidance Aid for Landing on Small Airports in Low Visibility and Adverse Weather. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August 2008, Honolulu, Hawaii, USA.
7. **Sachs, G., Holzapfel, F.** (2008). Predictor-Tunnel Display and Direct Force Control for Improving Flight Path Control. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August 2008, Honolulu, Hawaii, USA.
8. **Technical University of Munchen** (последнее посещение 3/4/2011). Institute of Flight System Dynamics: <http://www.mw.tum.de/index.php?contentpath=n379/n589&lang=en>
9. **University of Liverpool** (последнее посещение 3/4/2011). Flight Science and Technology: <http://www.liv.ac.uk/flightscience/>
10. **WorldViz** (последнее посещение 3/4/2011). Vizard VR Toolkit: http://www.worldviz.com/products/vizard/index_b.html

CONTEMPORARY VISUAL INTERFACES IN AIR TRAFFIC CONTROL

Gorbunov A.L.

This paper considers the possibility of creating an aircraft landing system (LS) with the augmented reality (AR) 3D+stereo interface (patent pending). Such a LS system can be used as a supplementary navigation resource and has the following advantages in comparison with the existing solutions: improved spatial navigation, shirt pocket size, autonomous power supply, minimal training, and low cost. The design of experiments to prove the effectiveness of an AR 3D+stereo interface is described.

Key words: instrument landing, enhanced vision, synthetic vision system, augmented reality.

Сведения об авторе

Горбунов Андрей Леонидович, 1959 г.р., окончил Азербайджанский институт нефти и химии (1981), кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника УТИЦ кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, автор 55 научных работ, область научных интересов – использование технологий комбинированной реальности в ОрВД.

УДК 551.501.8

ИЗУЧЕНИЕ СРЕДСТВАМИ АКТИВНОЙ РАДИОЛОКАЦИИ КОНВЕКТИВНОЙ ОБЛАЧНОСТИ НА НАЧАЛЬНОЙ СТАДИИ РАЗВИТИЯ И ПАРАМЕТРОВ РАССЕИВАТЕЛЕЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ

С.Ф. КОЛОМИЕЦ, Я.В. ЯКУБОВИЧ

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

В статье проведена оценка возможностей исследования распределения рассеивателей по размерам радиотехническими методами с учетом динамического диапазона радиолокационного приемника. Представлены расчеты для существующей и перспективной радиолокационной техники. Статья опубликована в рамках реализации ФЦП “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России” на 2009 – 2013 годы.

Ключевые слова: соотношение сигнал/шум, метеорологические РЛС, обработка радиолокационного сигнала, распределение рассеивателей по размерам.

Введение

Достоверные и точные оценки параметров распределения отдельных рассеивателей, заполняющих зондируемый объем и имеющих диэлектрическую проницаемость, значительно отличающуюся от диэлектрической проницаемости среды, нужны в различных задачах дистанционного зондирования. В числе таких задач следует отметить исследования пылевых и аэрозольных образований как естественного, так и техногенного происхождения, изучение процессов в облаках и осадках [1-3].

Имеющиеся экспериментальные данные об измерениях в промышленных дымах и конвективной облачности на начальной стадии, которая характеризуется интенсивной динамикой образования капель различных размеров и существенной неоднородностью их распределения в пространстве, указывают на необходимость внесения поправок к основному уравнению радиолокации [4-10]. Поправки, очевидно, должны быть сформулированы с привлечением дополнительных информационных параметров. Наиболее простыми для интерпретации являются измерения в условиях, когда частицы различных размеров в свободном падении приобретают различные скорости движения. Без учета атмосферной турбулентности, задача исследования распределения капель дождя и облачности по размерам в режиме вертикального радиолокационного зондирования является классической и её решению в различных постановках был посвящен ряд работ отечественных и западных авторов [1-3].

В условиях релеевской дифракции доплеровский спектр рассеянного поля фактически эквивалентен распределению шестых степеней размеров рассеивающих частиц, которые требуется изучить. Средний размер частиц (седьмой момент плотности распределения эквивалентных диаметров частиц), вносящих основной вклад в мощность обратного рассеяния, находится на графике “правее” среднего размера частиц, концентрация которых максимальна.

Недостаточно широкий динамический диапазон приемника может усложнить задачу оценки параметров распределения рассеивателей по размерам. Для широких распределений спектральная мощность рассеянного поля даже в точке первого момента распределения размеров может оказаться в области нелинейных искажений.

Повышение достоверности спектральных измерений требует расширения динамического диапазона приемника РЛС либо коррекции спектров на нелинейность приемного тракта, либо использования обоих подходов одновременно. Это обуславливает важность оценки тех измери-

тельных возможностей, которые достижимы без использования коррекции спектров на нелинейность приёмного тракта РЛС.

Измерительные возможности радиолокатора с различными динамическими диапазонами приемного тракта

Рассмотрим распределение рассеивателей по размерам, которое аппроксимируется трехпараметрической гамма-функцией вида

$$n(D) = \frac{N\beta^{m+1}}{\Gamma(m+1)} D^m e^{-\beta D}, \quad (1)$$

где m и β – параметры гамма-распределения рассеивающих частиц по размерам; N – интегральная концентрация частиц; D – приведенный диаметр рассеивающей частицы.

Тогда распределение мощности обратного рассеяния на той же совокупности частиц будет пропорционально следующему выражению

$$p(D) = \frac{N\beta^{m+7}}{\Gamma(m+7)} D^{m+6} e^{-\beta D}, \quad (2)$$

где m и β – параметры гамма-распределения рассеивающих частиц по размерам; N – интегральная концентрация частиц; D – приведенный диаметр рассеивающей частицы.

Объем переносимого частицами вещества, который часто требуется измерять в приложениях, пропорционален кубу размера частицы

$$w(D) = \frac{N\beta^{m+4}}{\Gamma(m+4)} D^{m+3} e^{-\beta D}, \quad (3)$$

где m и β – параметры гамма-распределения рассеивающих частиц по размерам; N – интегральная концентрация частиц; D – приведенный диаметр рассеивающей частицы.

Трехпараметрическое гамма-распределение достаточно универсально, так как позволяет аппроксимировать широкие и узкие, асимметричные и гауссовы распределения. В качественных рассуждениях можно полагать, что параметр m определяет восходящее, мелкокапельное крыло “спектральной юбки”, а β – нисходящее, крупнокапельное. Первый, четвертый и седьмой моменты [12] выражаются следующими соотношениями

$$D_1 = \frac{m+1}{\beta}, \quad D_4 = \frac{m+4}{\beta}, \quad D_7 = \frac{m+7}{\beta}, \quad (4)$$

где m и β – параметры гамма-распределения.

Для оценки динамического диапазона приемного тракта РЛС, который позволил бы достоверно изучать распределение только справа от первого момента плотности распределения рассеивателей по размерам (D_1 на рис. 1 а), необходимо соотнести амплитуду в точке максимума распределения шестых степеней размеров рассеивателей ($D_{6\max}$) и амплитуду в точке на распределении $p(D)$, которая соответствует первому моменту D_1 от распределения размеров рассеивателей $n(D)$

$$\Delta P_{16} = 20 \log \left[\frac{A(D_{6\max})}{A(D_1)} \right], \quad (5)$$

где D_1 – первый момент распределения размеров рассеивателей; $D_{6\max}$ – точка, в которой производная выражения (2) равна нулю; $A(D)$ – спектральная мощность в окрестности точки D или плотность мощности в точке.

С целью упрощения расчетов и получения аналитического выражения для искомого динамического диапазона максимум распределения шестых степеней размеров рассеивателей $D_{6\max}$ заменим седьмым моментом распределения размеров рассеивателей D_7 . Тогда искомым динамический диапазон в децибелах можно записать как

$$\Delta P_{16}(D_1, D_7) = 20 \log \left[\frac{\frac{N \beta^{m+7}}{\Gamma(m+7)} (D_7)^{m+6} e^{-\beta D_7}}{\frac{N \beta^{m+7}}{\Gamma(m+7)} (D_1)^{m+6} e^{-\beta D_1}} \right], \quad (6)$$

после подстановки (4) в (6) и упрощения имеем

$$\Delta P_{16}(m) = 20 \log \left[\left[\frac{m+7}{m+1} \right]^{m+6} e^{-6} \right]. \quad (7)$$

Полученное выражение зависит только от одного параметра гамма-распределения. Уменьшая значение в числителе (4), можно получить оценку динамического диапазона, необходимого для сдвига границы достоверных измерений влево от D_1 – первого момента распределения размеров рассеивателей. Введем Ω – коэффициент смещения влево нижней границы интервала “достоверных измерений”

$$\Omega D_1 = \Omega \frac{m+1}{\beta} \text{ тогда: } \Delta P_{16}(m, \Omega) = 20 \log \left[\frac{(m+7)^{(m+6)} e^{\Omega(m+1)-(m+7)}}{\Omega^6 (\Omega(m+1))^6 (m+1)^6} \right] \quad (8)$$

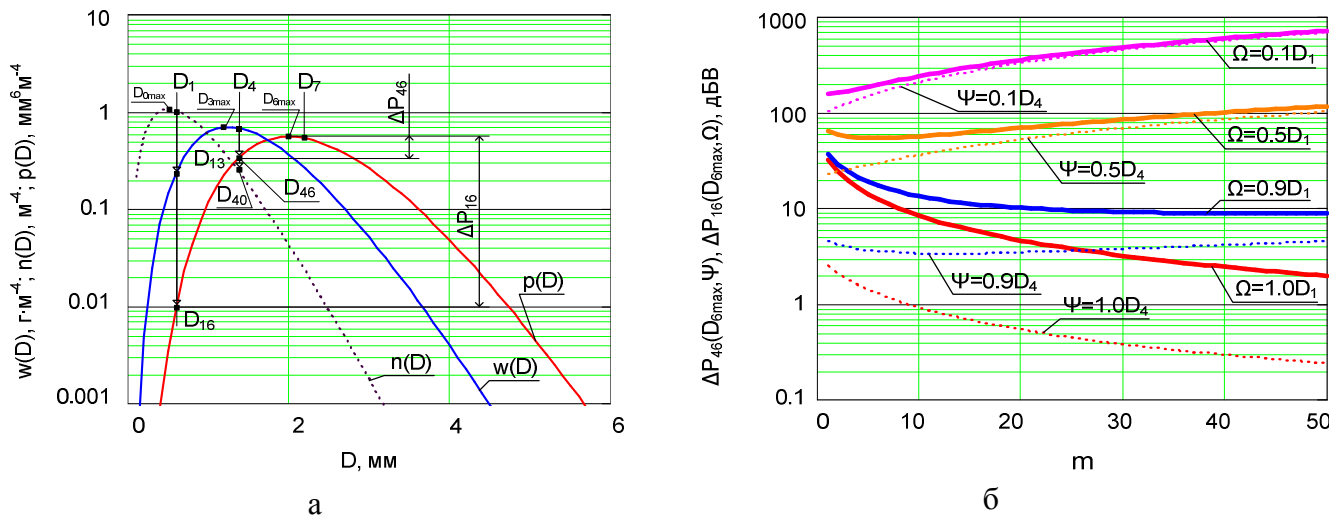


Рис. 1. Динамический диапазон радиолокационного приёмника, необходимый для достоверного определения положения различных характерных точек распределения рассеивателей по размерам (а – характерные точки распределений (1), (2), (3); б – динамический диапазон, соответствующий параметру формы m в гамма-распределении, $\Delta P_{16}(m, \Omega)$ показан сплошной линией, $\Delta P_{46}(m, \Psi)$ – пунктирной)

Аналогичные преобразования с использованием D_4 вместо D_1 и Ψ вместо Ω приводят к

$$\Delta P_{46}(m, \Psi) = 20 \log \left[\frac{(m+7)^{(m+6)} e^{\Psi(m+4)-(m+7)}}{\Psi^6 (\Psi(m+4))^6 (m+4)^6} \right]. \quad (9)$$

Графики ширины динамического диапазона приёмника РЛС для измерений справа от первого момента D_1 распределения $p(D)$, а также с 10%, 50% и 90% смещением границы “достоверных измерений” влево от первого момента D_1 приведены на рис. 1 б. Для достаточно широкого разнообразия форм распределений рассеивателей по размерам (которые могут быть аппроксимированы гамма-распределением с параметром формы $m = 1$ до $m = 20$) можно сдвинуть границу интервала достоверных измерений влево до точки $0,5D_1$, имея динамический диапазон приемника 50дБ. Дальнейшее расширение интервала влево от точки $0,5D_1$ требует значительного увеличения динамического диапазона. Измерения с нижней границей в точке $0,4D_1$ и в том же интервале значений параметра формы m потребуют динамического диапазона порядка 100 дБ.

Рис.1 б позволяет оценить динамический диапазон радиолокационного приёмника, необходимый для достоверных измерений не только формы распределения размеров рассеивателей $p(D)$, но и их объемов $w(D)$. Следует отметить различное положение и характер наклона графиков для $p(D)$ и $w(D)$, а также изменение их взаимного расположения по мере уменьшения коэффициентов Ω и Ψ .

Учитывая полученные оценки, можно определить возможности существующих и перспективных радиолокаторов в части изучения облачности различных типов [13]. В табл. 1 приведены результаты расчета их отражаемости. Данные носят качественный характер, так как были выполнены в предположении релейских условий дифракции на облачных частицах.

Таблица 1

Радиолокационная отражаемость и водность облачных и внеоблачных капель

Тип облака	Экспериментальные данные			Водность облака W			Радиолокационная отражаемость облака Z		
	No (min)	No (max)	Do	W (min)	W (max)	W (avg)	Z (min)	Z (max)	Z (avg)
	m ⁻³	m ⁻³	μ	gm ⁻³	gm ⁻³	Gm ⁻³	mm ⁶ m ⁻³	mm ⁶ m ⁻³	mm ⁶ m ⁻³
Облачные капли									
St	2,00E+07	3,00E+09	3	2,70E-04	4,05E-02	2,04E-02	1,46E-08	2,19E-06	1,10E-06
Sc	2,00E+07	3,00E+09	7	3,43E-03	5,15E-01	2,59E-01	2,35E-06	3,53E-04	1,78E-04
Ns	2,00E+07	3,00E+09	12	1,73E-02	2,59E+00	1,30E+00	5,97E-05	8,96E-03	4,51E-03
As	2,00E+07	3,00E+09	14	2,74E-02	4,12E+00	2,07E+00	1,51E-04	2,26E-02	1,14E-02
Cu hum.	2,00E+07	3,00E+09	4	6,40E-04	9,60E-02	4,83E-02	8,19E-08	1,23E-05	6,18E-06
Cu. med.	2,00E+07	3,00E+09	6	2,16E-03	3,24E-01	1,63E-01	9,33E-07	1,40E-04	7,05E-05
Cu. cong. (cont)	2,00E+07	3,00E+09	11	1,33E-02	2,00E+00	1,00E+00	3,54E-05	5,31E-03	2,68E-03
Cu. cong. (marine)	2,00E+06	3,00E+08	14	2,74E-03	4,12E-01	2,07E-01	1,51E-05	2,26E-03	1,14E-03
Внеоблачные капли									
St, Sc	50	100	200	2,00E-04	4,00E-04	3,00E-04	3,20E-03	6,40E-03	4,80E-03
Ns, As, Cu hum.	100	300	200	4,00E-04	1,20E-03	8,00E-04	6,40E-03	1,92E-02	1,28E-02
Cu. med.	200	400	200	8,00E-04	1,60E-03	1,20E-03	1,28E-02	2,56E-02	1,92E-02
Cu. cong.	300	500	1200	2,59E-01	4,32E-01	3,46E-01	8,96E+02	1,49E+03	1,19E+03

Из табл. 1 следует, что сигнал от внеоблачных капель должен “маскировать” сигнал от облачных частиц Cu, превышая его не менее, чем на 20-40 дБ и не менее, чем на 10-20 дБ для других типов облачности. Этот известный факт [14] существенно усложняет задачу исследования непосредственно облачных частиц.

Однако с использованием рассматриваемых подходов можно исследовать сами внеоблачные частицы, параметры которых могут нести важную информацию о состоянии облака и динамических процессах в нем. В предлагаемой постановке уже облачные частицы будут препятствовать полноценному изучению более крупных внеоблачных капель, так как разница в их отражающих свойствах не очень значительна (табл. 1) [13-15].

В табл. 2 и 3 приведены расчетные импульсные метеорологические потенциалы радиолокаторов с длиной волны зондирующего излучения $\lambda = 8$ мм и $\lambda = 3$ см, соответственно.

Таблица 2Импульсный метеорологический потенциал радиолокаторов с $\lambda = 8$ мм, $\tau = 10^{-7}$ с

Мощность $\lambda = 8$ мм	D м	θ°	V м ³	D м	θ°	V м ³
	2	0,2	1500	4	0,1	376
2 Вт	$3.1 \cdot 10^{24}$		$1.2 \cdot 10^{25}$			
8 Вт	$1.2 \cdot 10^{25}$		$5.0 \cdot 10^{25}$			
16 Вт	$2.5 \cdot 10^{25}$		$1.0 \cdot 10^{26}$			

Таблица 3Импульсный метеорологический потенциал радиолокаторов с $\lambda = 30$ мм, $\tau = 10^{-7}$ с

Мощность $\lambda = 3$ см	D м	θ°	V м ³	D м	θ°	V м ³
	2	0,8	21000	4	0,4	5300
10 Вт	$7.0 \cdot 10^{22}$		$2.8 \cdot 10^{23}$			
40 Вт	$2.8 \cdot 10^{23}$		$1.1 \cdot 10^{24}$			
80 Вт	$5.6 \cdot 10^{23}$		$2.2 \cdot 10^{24}$			

Таблица 4Время наблюдения метеобъекта с $Z = 5 \cdot 10^{-3}$ на $\lambda = 8$ мм

Мощность $\lambda = 8$ мм	D, м		
	1	2	4
16 Вт	-	149 мин	560 с
350 Вт	5 мин	18.7 с	1.1 с

Таблица 5Время наблюдения метеобъекта с $Z = 5 \cdot 10^{-3}$ на $\lambda = 30$ мм

Мощность $\lambda = 3$ см	D, м		
	1	2	4
80 Вт	-	-	3800 мин
30000 Вт	7 мин	26 с	1.6 с

Потенциалы, приведенные в таблицах, рассчитывались по формуле

$$\Delta P = \left(\frac{P \cdot G \cdot A}{16\pi^2} \right) \left(\frac{\tau}{kT} \right) \left(\frac{\pi^6 \theta^2 c \tau}{8\lambda^4} \right), \quad (10)$$

где P – мощность передатчика; G – усиление антенны; A – площадь антенны; τ – длительность импульса; k – постоянная Больцмана; T – температура; θ – угол основного лепестка антенны; λ – длина волны зондирования.

Они отражают информационные возможности радиолокаторов без накопления и существенно ниже величины потенциала $\Pi_n = 10^{31}$, который требуется для получения соотношения сигнал/шум равного $\Delta P_{16} = 40$ дБ при изучении с дистанции 2 км метеоцели с радиолокационной отражаемостью $Z = 5 \cdot 10^{-3}$ мм⁶м⁻³ (табл. 1). В табл. 4 и 5 приведены отдельные результаты расчета времени накопления, которое требуется для получения необходимого энергетического потенциала Π_n , а также мощность передатчика РЛС, которая требуется для изучения с дистанции 2 км метеоцели с радиолокационной отражаемостью $Z = 5 \cdot 10^{-3}$ и дискретностью примерно равной одной секунде. Расчет времени усреднения проводился с использованием следующей основной формулы

$$\Delta P = \left(\frac{P \cdot G \cdot A}{16\pi^2} \right) \left(\frac{1}{kT} \right) \left(\frac{\pi^6 \theta^2 c \tau}{8\lambda^4} \right) (\tau F_p) \sqrt{T_k} \sqrt{T_n} \text{ или } \Delta P = \left(\frac{P \cdot G \cdot A}{16\pi^2} \right) \left(\frac{1}{kT} \right) \left(\frac{\pi^6 \theta^2 c \tau}{8\lambda^4} \right) (\tau F_p) T_k \sqrt{N}, \quad (11)$$

где F_p – частота повторения импульсов; $T_k = \lambda/2\Delta v$ – время когерентного накопления; T_n – общее время накопления сигнала; N – количество усредняемых спектров, полученных на времени T_k ; Δv – разность радиальных скоростей движения рассеивателей, находящихся в зондируемом объеме (в расчетах принималась равной 1 м/с).

Выводы

Показано, что для “достоверного” изучения распределения рассеивателей по размерам справа от первого момента достаточно динамического диапазона равного 20-30 дБ. Измерения с нижней границей в точке $0.4D_1$ потребуют динамического диапазона порядка 100 дБ. Полагая это значение предельным, дальнейшее расширение “интервала достоверных измерений” влево потребует учета нелинейных эффектов в приёмном тракте РЛС.

Предложено исследовать процессы облакообразования, основываясь на измерении параметров внеоблачных капель. В такой постановке облачные частицы могут препятствовать реализации энергетического потенциала РЛС. Более точная оценка информационных возможностей РЛС при изучении внеоблачных капель требует учета особенностей рассеяния радиоизлучения с различной длиной волны на облачных частицах.

Показано, что с использованием современных коммерчески доступных полупроводниковых элементов в диапазоне $\lambda = 8$ мм могут быть разработаны радиолокаторы, позволяющие исследовать динамические процессы формирования внеоблачных капель с дискретизацией во времени примерно 10 мин и в пространстве – 15 м. Увеличение мощности передатчика до 350 Вт позволит сократить время накопления до 1 с.

ЛИТЕРАТУРА

1. Горелик А.Г., Коломиец С.Ф. Рассеяние радиоволн разреженной средой и статистическая радиометеорология // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2006. - №137.
2. Горелик А.Г., Коломиец С.Ф. Влияние микроструктуры дождя на достоверность и точность определения скорости вертикальных воздушных потоков // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2006. - №136.
3. Горелик А.Г., Коломиец С.Ф. О взаимосвязи радиолокационной отражаемости и интенсивности дождя. Успехи современной радиоэлектроники, 11, 2006.
4. Kostinski, A.B., and A.R. Jameson, On the spatial distribution of cloud particles. J. Atmos. Sci., 57, 901–915, 2000.
5. Politovich, M.K., and W.A. Cooper, Variability of the supersaturation in cumulus clouds. J. Atmos. Sci., 45, 1651–1664, 1988.
6. Shaw, R.A., W.C. Reade, L.R. Collins, and J. Verlinde, Preferential concentration of cloud droplets by turbulence: Effects on the early evolution of cumulus cloud droplet spectra. J. Atmos. Sci., 55, 1965–1976, 1998.
7. Melnikov, V.M., Zrnicek D.S., Rabin R.M., Zhang P., Radar polarimetric signatures of fire plumes in Oklahoma. Geophys. Res. Lett., 35, 2008, L14815.
8. Rogers, R.R., W.O.J. Brown. Radar observation of a major industrial fire. Bull. Amer. Meteorol. Soc., 78, 803–814, 1997.
9. J.S. Erkelens, V. K. C. Venema, H.W.J. Russchenberg, L.P. Ligthart, Coherent Scattering of Microwaves by Particles: Evidence from Clouds and Smoke, J. Atmos. Sci., 58, 1091–1102, 2001.
10. Knight, C.A., L.J. Miller, Early radar echoes from small, warm cumulus: Bragg and hydrometeor scattering. J. Atmos. Sci., 55, 2974–2992, 1998.
11. Gunn R., Kinzer G.D., 1949. The terminal velocity of fall for water droplets in stagnant air. J. Meteorol., 6, 243–248.
12. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике. - М: ГИТТЛ, 1957.
13. Облака и облачная атмосфера / под. ред. А.Х. Хргиана, И.П. Мазина. - Л: Гидрометеоиздат, 1989.
14. Боровиков А.М., Мазин И.П., Невзоров А.Н. Некоторые результаты измерения распределения по размерам крупных частиц в облаках // Труды ЦАО.
15. Боровиков А.М., Костарев В.В., Мазин И.П., Черников А.А. Связь величины радиолокационного сигнала, отраженного от облака, с параметрами облака // Труды ЦАО.

STUDY OF THE INITIAL STAGE OF CONVECTIVE CLOUDS FORMATION AND SIZES OF SCATTERERS IN THE ATMOSPHERIC BOUNDARY LAYER BY MEANS OF RADARS

Kolomiets S.F., Yakubovich Ya.V.

Article is devoted to the evaluation of the signal to noise ratio required to study the size distribution of scattering particles with certain level of precision and reliability. Calculations for different kind of radars are presented. The study was made as a part of federal program of the national science and education support for 2010–2013 years.

Key words: signal-to-noise ratio, meteo radar, radar signal processing, scatter classification by size.

Сведения об авторах

Коломиец Сергей Федорович, 1971 г.р., окончил МФТИ (1993), кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник МФТИ, автор 30 научных работ, область научных интересов – доплеровские методы в радиолокационной метеорологии, статистическая радиофизика.

Якубович Ярослав Владимирович, 1985 г.р., окончил МФТИ (2007), научный сотрудник МФТИ, область научных интересов – доплеровские методы в радиолокационной метеорологии, статистическая радиофизика.

ББК 05
Н 34
Св. план 2011 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 171

ISBN 978-5-86311-803-1

Свидетельство о регистрации в Министерстве Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций № 77-17906 от 31 марта 2004 г.

Редакторы Т.М. Приорова, И.В. Вилкова
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 20.09.11 г.

Печать офсетная
22,5 усл. печ. л.

Формат 60х90/8
Заказ № 1318/

19,34 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, 2011