

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ**



**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ – 2012**

Всероссийская научно-практическая интернет- конференция
преподавателей, научных работников и аспирантов
1 марта 2012 г.

Иркутск – 2012

**ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИИ - 2012**

СБОРНИК ТРУДОВ

Всероссийской научно-практической интернет-конференции
преподавателей, научных работников и аспирантов
1 марта 2012 г.

Иркутск – 2012

ББК 39.5
УДК 629.7

Редакционная коллегия

Ответственный редактор – к.ф.-м.н. Богданович Д.В.

Технический редактор – Тихова А.И.

Члены редколлегии – д.т.н., проф. Скрыпник О.Н.
д.ф.-м.н., проф. Иванов В.Б.
д.т.н., проф. Исаев А.И.
к.т.н., доц. Кривель С.М.
к.ф.-м.н., доц. Огородников П.А.
доц. Патрикеев О.В.
к.т.н., доц. Мишин С.В.
к.ф.-м.н., доц. Хазанов Д.В.
к.фил.н., доц. Барбашева Л.Ю.

Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России – 2012. Сборник трудов Всероссийской научно-практической интернет-конференции преподавателей, научных работников и аспирантов. 1 марта 2012г. – Иркутск.: ИФ МГТУ ГА, 2012. – 218с.

ISBN 987-5-9902240-4-9

В сборнике представлены материалы Всероссийской научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России – 2012».

Освещены вопросы, касающиеся управления воздушным движением; контроля качества и повышения надежности эксплуатации радиоэлектронного оборудования; проектирования и испытания узлов и механизмов летательных аппаратов; повышения надежности управления воздушными судами; управления предприятиями на воздушном транспорте и т.д.

Сборник предназначен для аспирантов и специалистов, занимающихся проблемами разработки и эксплуатации авиационных систем, экономики воздушного транспорта, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами гражданской авиации.

Сборник издается в авторской редакции.

Содержание

Приветствие	8
Предисловие	10

СЕКЦИЯ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ И АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ»

Баранов Н.А., Никитенко Ю.В. ПОВЫШЕНИЕ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ АВИАЦИИ ЗА СЧЕТ ОПТИМИЗАЦИИ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМОВ САМОЛЕТОВ	12
Фан Ван Туан ИССЛЕДОВАНИЕ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФРИКЦИОННЫМИ ДЕМПФЕРАМИ.....	19
Кузнецов С.Н. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ СКЛОННОСТИ К ОТКАЗУ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НАХОДЯЩИХСЯ ПОД ПОСТОЯННЫМ НАПРЯЖЕНИЕМ ПУТЕМ КОРРОЗИОННОГО РАЗРУШЕНИЯ	26
Морозов И.В. О ПЕРВЫХ ПРЕДЛОЖЕНИЯХ ПО СОЗДАНИЮ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ С ГЕРМЕТИЧНОЙ КАБИНОЙ.....	29
Никитенко Ю.В., Баранов Н.А. ОЦЕНКА ЭКОЛОГИЧЕСКОГО РИСКА АВИАЦИИ.....	35
Нечаев Е.Е., Пунт В.А. ТРЕБОВАНИЯ К ФУНКЦИОНАЛЬНЫМ ВОЗМОЖНОСТЯМ МОДЕЛЕЙ ТРЕНАЖЕРА ДЛЯ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА.....	40
Макин Ю.И., Саввина А.М. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОССТАВЛЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.....	46

Устинов В.В., Кашковский В.В.
ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ ЖЕСТКОСТИ КРЫЛА В ПРОЦЕССЕ
ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА..... 51

Напубидзе С.А.
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА
СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ 56

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»

Кивокурцев А.Л.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ОПЫТА
ЭКСПЛУАТАЦИИ ИНТЕГРИРОВАННЫХ КОМПЛЕКСОВ
БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ 65

Лашин В.Ю., Решетов С.А.
НЕОБХОДИМЫЕ И ДОСТАТОЧНЫЕ УСЛОВИЯ СОСТАВЛЕНИЯ
АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ БЕСКОЛЛЕКТОРНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ
ПОСТОЯННОГО ТОКА В АВИАЦИОННОМ ЭЛЕКТРОПРИВОДЕ С
ВОЗМОЖНОСТЬЮ РЕКУПЕРАЦИИ ЭНЕРГИИ..... 71

Косолапов А.М., Франтасов Д.Н.
ДАТЧИКИ ТОКА ДЛЯ МОБИЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ 77

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ БОРУДОВАНИЕ»

Рыжков Д.А.
ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОГО
РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ИОНОСФЕРНОЙ ЗАДЕРЖКИ ДЛЯ
ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ В
СРНС 81

Соколов О.А.
СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДОСМОТРОВОЙ
ТЕХНИКИ В АЭРОПОРТАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ..... 87

Емельянов В.Е., Солозобов М.Е. ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СРЕДСТВ РТОП И ЭС С ПРОДЛЕННЫМ РЕСУРСОМ	91
Солозобов М.Е. МОДЕЛИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГОТОВНОСТИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ	96

**СЕКЦИЯ
«ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ГРАЖДАНСКОЙ
АВИАЦИИ»**

Додонов К.Н., Чиночин Ю.М. РАЗРАБОТКА ОБЩЕЙ СХЕМЫ АЛГОРИТМА ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	100
Глаговский К.А., Моисеев О.В., Рудельсон Л.Е. МОДЕЛЬ СБОРА И ОБРАБОТКИ СООБЩЕНИЙ О ДВИЖЕНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	108
Глаговский К.А., Лавина В.В., Преображенская Е.В. ОРГАНИЗАЦИЯ СЕТЕВОГО ДОСТУПА К РАСПРЕДЕЛЕННОЙ БАЗЕ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ	114
Иутин О.В., Рудельсон Л.Е., Чуракова Н.Г. КОМПЬЮТЕРНАЯ ПОДДЕРЖКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДИСПЕТЧЕРОВ ОБЪЕДИНЕННЫХ ВОЕННО-ГРАЖДАНСКИХ ОРГАНОВ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ	121
Емельянов В.Е., Клычков А.О. О ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ИНФОРМАЦИОННЫХ РИСКОВ	127
Моисеев О.В., Рудельсон Л.Е., Ягодкина М.В. КОМПЬЮТЕРНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ НЕЙТРАЛИЗАЦИИ РАССОГЛАСОВАНИЙ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ	133
Емельянов В.Е., Полотнянщиков И.А. О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НЕЙРОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПОСТРОЕНИИ СИСТЕМ ДИАГНОСТИКИ	

СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ 139

Емельянов В.Е., Тхорь В.А.
К ВОПРОСУ О МОДЕЛИ ПОВЕДЕНИЯ ЗЛОУМЫШЛЕННИКА С
ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТЕОРИИ ИГР И МАРКОВСКИХ ПРОЦЕССОВ 146

Устинов В.В., Кашковский В.В.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ТРЕНАЖЕРОВ В НАУЧНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЯХ 151

Шушарин В.А., Скоробогатова М.В.
АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ В
ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ВУЗА..... 156

СЕКЦИЯ

«ПРИЛОЖЕНИЯ ЕСТЕСТВЕННО-НАУЧНЫХ ДИСЦИПЛИН В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

Сущенко А.А.
ДВИЖЕНИЯ МАЯТНИКОВОЙ ЧАСТИ МЕХАНИЗМА
УГЛОМЕСТНОГО НАВЕДЕНИЯ 162

СЕКЦИЯ

«ПРИЛОЖЕНИЯ ГУМАНИТАРНЫХ И СОЦИАЛЬНО- ЭКОНОМИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

Егорова А.А., Акчурин М.Р.
ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ
СИСТЕМОЙ МОТИВАЦИИ ПЕРСОНАЛА В АВИАКОМПАНИИ 167

Никитин И.В., Хайнацкий И.В.
ОСНОВНЫЕ МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ФОРМУЛЫ И СООТНОШЕНИЯ,
ИСПОЛЬЗУЮЩИЕСЯ ПРИ ОЦЕНКЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ
ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННО-ХИМИЧЕСКИХ РАБОТ 173

Кузнецова Н.Б.
НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕВОДА АВИАЦИОННОЙ
ТЕРМИНОЛОГИИ 179

Морозова О.О. ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПРЕДОТВРАЩЕНИЮ АВИАЦИОННЫХ СОБЫТИЙ ПРИ МИНИМАЛЬНЫХ СУММАРНЫХ ЗАТРАТАХ	182
Палаткина А.В., Степанова Н.И. НОВЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ФОНДА ОПЛАТЫ ТРУДА В АВИАКОМПАНИЯХ НА ОСНОВЕ СИСТЕМЫ БЭНДИНГА	186
Пилиневич Л.П., Резник Т.М. ИНЖЕНЕРНО-ПСИХОЛОГИЧЕСКАЯ РАЗРАБОТКА МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ КАЧЕСТВ ОПЕРАТОРА РЕНТГЕНО-ТЕЛЕВИЗИОННОЙ УСТАНОВКИ АЭРОПОРТА	191
Захарова О.Г., Косачевский С.Г. РЕАЛИЗАЦИЯ КОМПЕТЕНТНО-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПРОЦЕССА ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ НА ОСНОВЕ ДИСТАНЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	197
Вишнякова А.А. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ФОРМИРОВАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ ТАРИФОВ НА УСЛУГИ АВИАКОМПАНИЙ	203
Шутова Т.А. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ СПЕЦИАЛИСТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	208
Именной указатель	215



Уважаемые участники конференции!

От имени оргкомитета конференции и профессорско-преподавательского состава Иркутского филиала Московского государственного технического университета гражданской авиации рад приветствовать участников **Всероссийской научно-практической интернет-конференции преподавателей, научных сотрудников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации – 2012»**, впервые проводимой в таком формате.

Гражданская авиация – сегодня одна из наиболее интенсивно развивающихся и высокотехнологичных отраслей российской экономики, что обусловлено особыми климато-географическими условиями России и расширяющимся международным сотрудничеством в области гражданской авиации. Отечественные авиакомпании и авиапредприятия сегодня оснащены самыми современными воздушными судами, наземными комплексами и структурами, обеспечивающими требуемый уровень безопасности полетов при одновременном росте интенсивности воздушного движения. Однако практика ставит все новые задачи, требующие нахождения новых научных подходов и решений для дальнейшего повышения эффективности гражданской авиации.

Знакомство с материалами конференции, представленными на нашем сайте, позволит увидеть и оценить новые идеи и подходы к решению проблем, стоящих перед разработчиками и эксплуатантами авиационной техники, определить некоторые перспективные направления ее развития.

Для участия в конференции было отобрано 32 доклада, авторами которых являются представители Минского государственного высшего авиационного колледжа (Республика Беларусь), Московского государственного технического университета гражданской авиации, Вычислительного центра Российской

академии наук, Воронежского военного авиационного инженерного университета, Кирсановского авиационного технического колледжа (филиал МГТУ ГА), Иркутского государственного университета путей сообщения, Байкальского государственного университета экономики и права, Самарского государственного университета путей сообщения, Таганрогского технологического института (Южно-федеральный университет), Ульяновского высшего авиационного училища гражданской авиации (институт).

Возможность проведения интернет-конференции еще раз показывает, что наше научное сообщество органично вписалось в разворачивающуюся сетевую парадигму научной структуры. Приобщившись к новой информационной культуре, наши ученые обеспечивают разнообразие связей с внешним миром и делают доступными результаты своих научных исследований для всей интернет-аудитории.

Приветствуя участников конференции, желаю успехов, творческой активности, оптимизма и упорства в реализации поставленных целей. Выражаю уверенность, что проводимая Интернет-конференция станет традиционной, а круг ее участников и проблематика обсуждаемых вопросов будут расширяться.

Заместитель директора
Иркутского филиала МГТУ ГА
по учебно-научной работе,
доктор технических наук, профессор



Скрышник О.Н.

Уважаемые коллеги!

Иркутский филиал Московского государственного технического университета Гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА) рад приветствовать участников **Всероссийской научно-практической интернет-конференции преподавателей, научных работников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации – 2012».**

Организационный комитет конференции и редакционная коллегия сборника материалов представлены сотрудниками ИФ МГТУ ГА в следующем составе:

1. Скрышник Олег Николаевич – доктор технических наук, профессор, Почетный работник высшего профессионального образования РФ, заместитель директора ИФ МГТУ ГА по учебно-научной работе – председатель организационного комитета;
2. Богданович Денис Васильевич – кандидат физико-математических наук, начальник отдела развития образовательных программ и научно-исследовательской работы – ответственный секретарь;
3. Иванов Всеволод Борисович – доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования;
4. Мишин Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов;
5. Исаев Александр Иванович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиационных двигателей;
6. Кривель Сергей Михайлович – кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой летательных аппаратов;
7. Огородников Петр Анатольевич – кандидат физико-математических наук, заведующий кафедрой экономики авиапредприятий;
8. Патрикеев Олег Викторович – доцент, заведующий кафедрой авиационного радиоэлектронного оборудования;
9. Хазанов Дмитрий Владимирович – кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой естественно-научных дисциплин;
10. Астраханцев Олег Николаевич – кандидат исторических наук, доцент, заведующий кафедрой гуманитарных и социально-политических дисциплин.

К участию в конференции были представлены работы преподавателей, научных работников и аспирантов авиационных вузов России и ближнего зарубежья, заявленные в рамках работы секций:

1. Летательные аппараты и авиадвигатели;
2. Информационные технологии в гражданской авиации;
3. Авиационные электросистемы и пилотажно-навигационные комплексы;

4. Авиационное радиоэлектронное оборудование;
5. Приложения естественно-научных дисциплин в гражданской авиации;
6. Приложения гуманитарных и социально-экономических дисциплин в гражданской авиации.

Освещаемый круг вопросов включает в себя и не ограничивается: управлением воздушным движением; контролем качества и повышения надежности эксплуатации радиоэлектронного оборудования; проектированием и испытанием узлов и механизмов летательных аппаратов; повышением надежности управления воздушными судами; управлением предприятиями на воздушном транспорте.

Надеемся, что материалы конференции будут полезными для аспирантов и специалистов, занимающихся проблемами разработки и эксплуатации авиационных систем, экономики воздушного транспорта, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами гражданской авиации.

Организационный комитет благодарит авторов работ за сотрудничество, а посетителей конференции за внимание, проявленное к мероприятию!

Оргкомитет

**ПОВЫШЕНИЕ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ АВИАЦИИ ЗА
СЧЕТ ОПТИМИЗАЦИИ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМОВ
САМОЛЕТОВ**

Баранов Н.А.
baranov@ccas.ru
Вычислительный центр Российской академии наук
(г. Москва)

Никитенко Ю.В.
yunikson@yandex.ru
Кафедра РХБ защиты
Военный авиационный инженерный университет
(г. Воронеж)

Рассмотрено влияние различных режимов полетов и характеристик самолетов на суммарные выбросы загрязняющих веществ, являющихся токсичными при поступлении в организм человека. Представлена модель оптимизации взлетно-посадочных режимов, которая позволяет выбирать режимы работы двигателя, минимизируя выбросы наиболее опасных загрязнителей.

При определении параметров взлетно-посадочных режимов с точки зрения повышения экологической безопасности полетов могут быть использованы различные критерии. Например, в качестве критерия можно рассматривать требование минимизации выбросов газотурбинных двигателей (ГТД) на определенной высоте или минимум концентрации примесей в каком-то районе. Будем использовать наиболее общий критерий минимума выбросов вредных веществ, при наборе самолетом высоты или снижении.

Дадим математическую постановку задачи.

Уравнения движения центра масс воздушного судна (ВС) имеют вид [1]:

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\frac{P(t) - \frac{\rho V^2}{2} S(c_{x0} + an_y^2)}{mg} - \sin \theta \right), \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \theta), \quad (2)$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \quad (3)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c(P), \quad (4)$$

где V – скорость самолета; H – высота полета; P – тяга двигателя; $c(P)$ – секундный расход топлива; c_{x0} – коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе; n_y – вертикальная перегрузка; a – некоторый коэффициент пропорциональности; θ – угол наклона траектории; ρ – плотность воздуха.

Заданы начальные состояния ВС

$$V(0) = V_0, \quad H(0) = H_0, \quad (5)$$

и конечное

$$V(T) = V_1, \quad H(T) = H_1, \quad (6)$$

причем время T достижения конечного состояния не задано.

Требуется найти такие управления $P(t)$ и $n_y(t)$, переводящие ВС из начального состояния в конечное, чтобы минимизировать суммарные вредные выбросы

$$(P^*(t), n_y^*(t)) = \arg \min \int_0^T Q(P) dt, \quad (7)$$

где $Q(P)$ – суммарный секундный выброс вредных веществ двигателем самолета. Функции управления должны принадлежать множеству допустимых управлений, которое описывается ограничениями вида

$$P_0 \leq P(t) \leq P_1, \quad n_{y0} \leq n_y(t) \leq n_{y1}. \quad (8)$$

Для решения сформулированной задачи, в соответствии с принципом максимума Понтрягина, введем в рассмотрение функцию W вида

$$W = \psi_V g \left(\frac{P - \frac{\rho V^2}{2} S(c_{x0} + a n_y^2)}{mg} - \sin \theta \right) + \psi_\theta g(n_y - \cos \theta) + \psi_H V \sin \theta - \psi_m c(P) + Q(P). \quad (9)$$

Функции $\psi_V, \psi_\theta, \psi_H, \psi_m$ удовлетворяют системе уравнений

$$\frac{d\psi_V}{dt} = \frac{\rho V S(c_{x0} + a n_y^2)}{m} \psi_V - \frac{g}{V^2} (n_y - \cos \theta) \psi_\theta - \psi_H \sin \theta, \quad (10)$$

$$\frac{d\psi_\theta}{dt} = g \cos \theta \psi_V - \frac{g}{V} \sin \theta \psi_\theta - V \cos \theta \psi_H, \quad (11)$$

$$\frac{d\psi_H}{dt} = 0, \quad (12)$$

$$\frac{d\psi_m}{dt} = -\frac{P - \frac{\rho V^2}{2} S(c_{x0} + an_y^2)}{m^2} \psi_V. \quad (13)$$

Условия максимума функции W имеют вид

$$\frac{dW}{dP} = \frac{\psi_V}{m} - c'(P)\psi_m + Q'(P) = 0, \quad (14)$$

$$\frac{dW}{dn_y} = -\frac{\rho V^2 S}{m} an_y \psi_V + \frac{g}{V} \psi_\theta = 0. \quad (15)$$

Здесь

$$c'(P) = \frac{dc(P)}{dP}, \quad Q'(P) = \frac{dQ(P)}{dP}. \quad (16)$$

Кроме того, функции $\psi_V, \psi_\theta, \psi_H, \psi_m$ удовлетворяют граничным условиям вида

$$\psi_V(T) = \psi_\theta(T) = \psi_H(T) = \psi_m(T) = 0. \quad (17)$$

Из соотношений (14) и (15) находим следующие выражения для функций ψ_V, ψ_θ

$$\psi_V = m(-Q'(P) + c'(P)\psi_m), \quad (18)$$

$$\psi_\theta = \frac{V}{g} \frac{\rho V^2 S}{m} an_y \psi_V. \quad (19)$$

Соотношение (19) с учетом равенства (18) можно переписать следующим образом

$$\psi_\theta = \frac{\rho V^3 S}{g} an_y (-Q'(P) + c'(P)\psi_m). \quad (20)$$

Отметим, что из граничного условия (17) и уравнения (12) следует, что

$$\psi_H(t) \equiv 0. \quad (21)$$

Подставляя соотношения (18), (20) и (21) в уравнения (10), (11), (13), после преобразований получаем

$$\frac{d\psi_V}{dt} = \rho V S (c_{x0} + an_y \cos \theta) (\psi_m c'(P) - Q'(P)), \quad (22)$$

$$\frac{d\psi_\theta}{dt} = (mg \cos \theta - \rho V^2 S a n_y \sin \theta) (\psi_m c'(P) - Q'(P)), \quad (23)$$

$$\frac{d\psi_m}{dt} = \frac{P - \frac{\rho V^2}{2} S (c_{x0} + a n_y^2)}{m} (\psi_m c'(P) - Q'(P)). \quad (24)$$

С другой стороны, дифференцируя соотношения (18) и (20), имеем

$$\frac{d\psi_y}{dt} = \frac{dm}{dt} (c'(P)\psi_m - Q'(P)) + \quad (25)$$

$$+ m \frac{d\psi_m}{dt} c'(P) + m (c''(P)\psi_m - Q''(P)) \frac{dP}{dt},$$

$$\begin{aligned} \frac{d\psi_\theta}{dt} &= \frac{3\rho V^2 S}{g} a n_y \frac{dV}{dt} (c'(P)\psi_m - Q'(P)) + \quad (26) \\ &+ \frac{\rho V^3 S}{g} a \frac{dn_y}{dt} (c'(P)\psi_m - Q'(P)) + \frac{d\psi_m}{dt} \frac{\rho V^3 S}{g} a n_y + \\ &+ \frac{\rho V^3 S}{g} a n_y (c''(P)\psi_m - Q''(P)) \frac{dP}{dt}. \end{aligned}$$

Подставляя в уравнения соотношения для производных функций ψ_y , ψ_θ , ψ_m получим систему уравнений для управлений $P(t)$, $n_y(t)$. Эта система уравнений должна решаться совместно с уравнениями динамики самолета.

В рамках решаемой практической задачи, представленную выше систему уравнений можно существенно упростить, если принять ряд допущений. Во-первых, во время взлета и посадки масса самолета изменяется незначительно. Это позволяет считать, что

$$\frac{dm}{dt} = 0. \quad (27)$$

Во-вторых, во время взлета, а особенно при посадке, угол наклона траектории самолета также остается постоянным. Следовательно,

$$\frac{d\theta}{dt} = 0. \quad (28)$$

Из условия (28) и уравнений динамики самолета следует, что

$$n_y = \cos \theta. \quad (29)$$

Тогда из уравнений (22) и (25) с учетом (27) – (29) получаем

$$\frac{dP}{dt} m Q''(P) = Q'(P) \rho V S (c_{x0} + a \cos^2 \theta). \quad (30)$$

Из соотношения (30) находим

$$\frac{d \ln Q'(P(t))}{dt} = \frac{\rho S (c_{x0} + a \cos^2 \theta)}{m} V. \quad (31)$$

или

$$\frac{dP(t)}{dt} = \frac{\rho S (c_{x0} + a \cos^2 \theta)}{m} V \frac{Q'(P)}{Q''(P)}. \quad (32)$$

Полученное уравнение (31) (или (32)) является фактически законом управления тягой самолета при взлете и посадке по прямолинейной траектории.

Заменим в уравнении (31) производную по времени на производную по высоте

$$\frac{d \ln Q'(P(H))}{dH} = \frac{\rho S (c_{x0} + a \cos^2 \theta)}{m \sin \theta}. \quad (33)$$

или

$$\frac{dP(H)}{dH} = \frac{\rho S (c_{x0} + a \cos^2 \theta)}{m \sin \theta} \frac{Q'(P)}{Q''(P)}. \quad (34)$$

Анализируя уравнение (33), можно сделать вывод, что увеличение угла наклона траектории позволяет снизить суммарные выбросы загрязняющих веществ двигателями самолетов, т.к. приводит к уменьшению правой части уравнения. Следовательно, уменьшается интенсивность выброса загрязняющих веществ при полете самолета как функция высоты. Поскольку диапазон высот фиксирован, то это эквивалентно уменьшению суммарного выброса загрязняющих веществ.

Проанализируем влияние некоторых характеристик самолета на величину суммарных выбросов. Зависимость величины коэффициента лобового сопротивления от перегрузки имеет вид

$$c_x = c_{x0} + c_y^\alpha \alpha^2. \quad (35)$$

Для упрощения анализа будем считать, что величина перегрузки при нулевом угле атаки равна нулю. Тогда для коэффициента лобового сопротивления можно записать

$$c_x = c_{x0} + \frac{c_y^\alpha}{(n_y^\alpha)^2} n_y^2. \quad (36)$$

Коэффициент n_y^a обратно пропорционален массе самолета. Следовательно, с уменьшением массы самолета коэффициент a уменьшается, а, следовательно, согласно (32) уменьшаются суммарные выбросы загрязняющих веществ.

Использование механизации крыла также позволяет уменьшить выбросы вредных веществ. Выпуск механизации увеличивает производную коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^a . При этом прямо пропорционально c_y^a увеличивается n_y^a . Следовательно, коэффициент a уменьшается, а значит, уменьшаются выбросы загрязняющих веществ.

Далее представлены результаты расчетов количества суммарных выбросов загрязняющих веществ при взлете самолета и наборе высоты 500 м. Начальная скорость самолета была принята равной 70 м/с, скорость на высоте 500 м – не ниже 150 м/с. Масса самолета была взята равной 22000 кг. При расчетах варьировались траекторный угол полета самолета Θ , град., и темп набора скорости a , м/с². На рис. 1 показано количество Q , суммарного выброса недогоревших углеводородов C_xH_y .

Следует отметить, что при более напряженных параметрах взлета (большой траекторный угол и более высокий темп набора скорости) увеличивается тяга двигателя, но при этом уменьшается время достижения самолетом требуемых параметров движения (конечной высоты 500 м и скорости на этой высоте не ниже 150 м/с). Как следствие, существует такое соотношение параметров движения, при котором суммарный выброс загрязняющих веществ оказывается минимальным. Этот минимум имеет довольно пологий характер. Аналогичные результаты для массы самолета 26000 кг были получены для оксида углерода, недогоревших углеводородов, оксида азота и оксида серы соответственно.

Проведенные расчеты показывают также, что использование дроссельных режимов работы двигателя при взлете позволяют снизить суммарное количество выброса загрязняющих веществ.

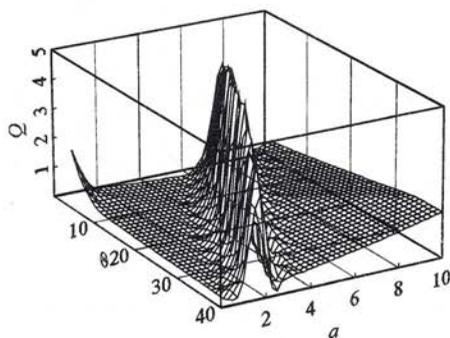


Рисунок 1. Количество суммарных выбросов недогоревших углеводородов.

Установлена зависимость суммарного количества выброса загрязняющих веществ от траекторного угла полета самолета (масса 22000 кг и 26000 кг соответственно) на высоте 500 м, скорость самолета при достижении указанной высоты 150 м/с. Резкий всплеск количества суммарного выброса загрязняющих веществ при определенном значении угла наклона траектории самолета обусловлен включением форсажных режимов работы двигателя для обеспечения требуемого режима полета.

Полученные результаты показывают нецелесообразность использования форсажных режимов работы двигателя на взлете самолета, поскольку для них характерно существенное увеличение выбросов загрязняющих веществ. Увеличение градиента набора высоты до определенных значений позволяет уменьшить эмиссию загрязняющих веществ. При этом увеличение массы самолета на 20 % приводит к возрастанию выброса загрязняющих веществ до 25 %.

Зависимость суммарного количества выбросов от угла снижения самолета с высоты 500 м показана на рис. 2.

Можно отметить, что при углах снижения выше 8 град количество выбросов меняется очень слабо, оставаясь практически постоянным. При этом и количество загрязняющих выбросов оказывается существенно меньше, чем на взлетном режиме. Таким образом, наиболее критическими с точки зрения необходимости уменьшения количества загрязняющих выбросов, являются режимы взлета. Режимы посадки вносят существенно меньший вклад в загрязнение атмосферы компонентами отработавших газов ГТД боевых летательных аппаратов.

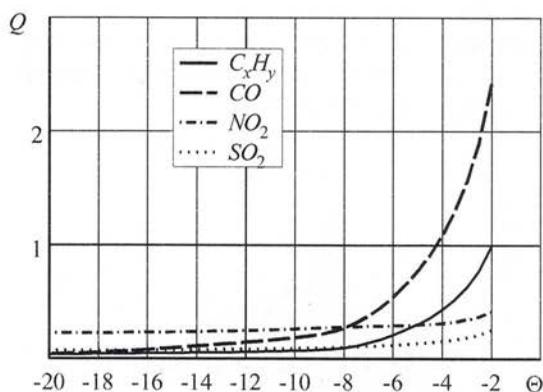


Рисунок 2. Зависимость суммарного количества выбросов от угла снижения самолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов. / Под ред. Лысенко Н.М. – М.: Воениздат, 1984. – 339с.

ИССЛЕДОВАНИЕ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФРИКЦИОННЫМИ ДЕМПФЕРАМИ

Фан Ван Туан
yeubeconlam@yahoo.com

Кафедра информатики и кибернетики
Байкальский государственный университет Экономики и Права
(г. Иркутск)

Работа посвящена исследованию колебаний лопаток газотурбинных двигателей с фрикционными демпферами. Применен метод конечных элементов, выполнен расчет для реальной системы «лопатка – фрикционный демпфер». Развита метод гармонического баланса во временной области для анализа колебаний лопаток. Выполнен расчет и сравнение с методом прямого численного интегрирования. Результаты демонстрируют колебания лопаток при использовании фрикционного демпфера. Важность полученных результатов выражается в том, что они могут быть входными параметрами для задачи проектирования фрикционного демпфера, на основании которых можно корректировать размеры, форму фрикционного демпфера, чтобы обеспечить лучшее демпфирование. Расчет выполнен с применением математического пакета MATLAB.

Для устранения колебаний лопаток существует большое количество способов. Одним из них является использование фрикционных демпферов (ФД). Один из принципов ФД показан на рис.1. Под действием центробежной силы F_d , ФД давят на полки, создают силы трения и приводят к уменьшению колебаний лопаток.

Самое обобщенное решение динамической задачи лопаток может быть получено исследованием системы лопатки – ФД, как единой механической системы при моделировании конструкции трехмерными конечными элементами (КЭ). Тогда, в каждый момент необходимо решить два класса задач: статическую контактную задачу в зоне контакта между полками и ФД, и динамическую задачу системы. Результаты решения контактной задачи являются входными параметрами динамической задачи. Однако данный подход связан с очень высокими вычислительными затратами и часто возникающей несходимостью решения. Поэтому при исследовании колебаний систем с ФД, на основе исследований предыдущих авторов, автор спроектировал и развил

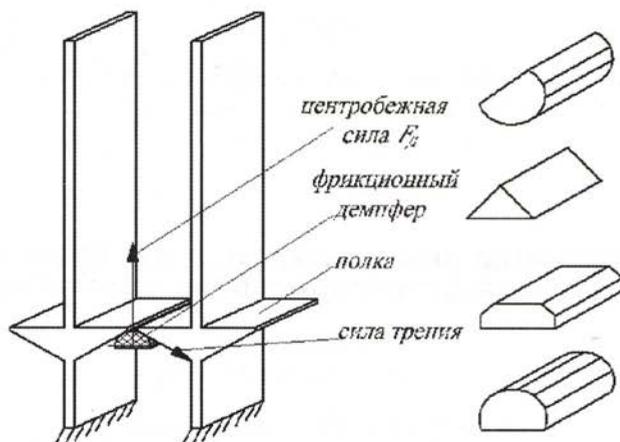


Рисунок 1. Структура лопаток с фрикционными демпферами и виды демпферов.

стандартный фрикционный демпферный элемент (ФДЭ) [1]. Этот элемент был использован для моделирования действия ФД на систему. Рис. 2(а) показывает схему построения ФДЭ, а рис. 2(б) изображает характеристики перемещения ФДЭ в одном периоде внешней силы.

На рис. 2(а) $F_d = f_p + K_d$ – два параметра ФДЭ, изображающие силу трения при скольжении и жесткость пружины ФДЭ, z – перемещение ФДЭ, f – коэффициент трения, сила трения определена выражением $f_{тр} = K_d z$.

ФДЭ был использован для моделирования действия ФД на лопатки газотурбинных двигателей. Контакт между ФД и полкой моделировался несколькими ФДЭ. Рис. 3 изображает модель лопатки с ФДЭ. При этом, динамические уравнения лопатки имеют вид

$$[M]\{\ddot{\delta}\} + [C]\{\dot{\delta}\} + [K]\{\delta\} + \{f_{mp}\} = \{F(t)\}, \quad (1)$$

где $[M]$, $[C]$, $[K]$ – обобщенные матрицы масс, вязкого демпфирования и жесткости лопатки; $\{\ddot{\delta}\}$, $\{\dot{\delta}\}$, $\{\delta\}$ – обобщенные векторы узловых ускорений, скоростей и перемещений узлов лопатки; $\{F(t)\}$ – обобщенный вектор внешней динамической нагрузки; $\{f_{mp}\}$ – обобщенный вектор силы трения, обусловленной действием ФДЭ.

При использовании ФДЭ, задача определения колебаний новой модели связана с решением системы нелинейных дифференциальных уравнений (1). Для этой задачи, были применены два метода: метод прямого численного интегрирования и гармонического баланса во временной области (ГБВО) [2, 3].

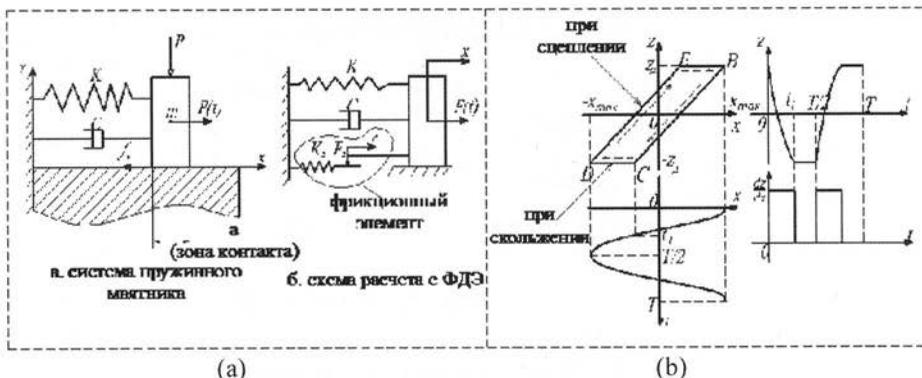


Рисунок 2. (а) Схема построения ФДЭ. (б) Соотношение z , x , t для одного периода $t \in [0, T]$.

Здесь, важным дополнением является развитие метода ГБВО, который обеспечивает быстрое решение системы (1) и, следовательно, уменьшает время расчета. Сравнение времени вычислений одной системы (табл. 1) доказало, что при использовании метода ГБВО, время расчета уменьшается в 4-8 раз. Кроме того, совместное использование двух методов помогает получить точные результаты и обеспечить сходимость задачи с разными входными условиями. Математическая основа метода ГБВО определяется следующими положениями.

Внешняя сила, смещение степеней свободы и сила трения могут быть представлены в виде

$$\{F(t)\} = \left\{ \sum_{q=0}^{Q_0} [F_q^{C,J} \cos(q\omega t) + F_q^{S,J} \sin(q\omega t)] \right\}, \quad (2)$$

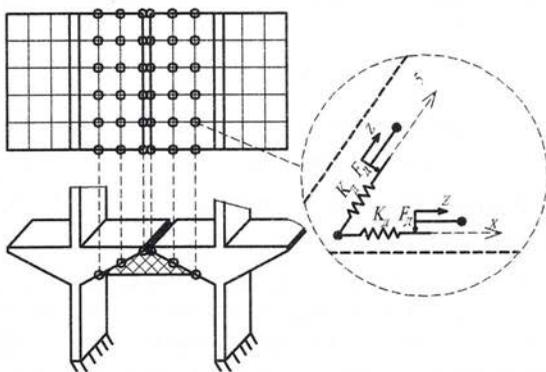


Рисунок 3. Модель лопатки с ФДЭ.

Таблица 1. Время вычисления (сек).

Число гармоник \ Метод	Метод ГБВО	Метод ПЧИ (Ньюмарка)
1 гармоника	35.11	389,70
5 гармоник	49.32	
10 гармоник	56.98	
20 гармоник	79.65	

$$\{\delta\} = \left\{ \sum_{n=0}^{N_h} [X_n^{C,j} \cdot \cos(n\omega t) + X_n^{S,j} \sin(n\omega t)] \right\}, \quad (3)$$

$$\{f_{mp}\} = \left\{ \sum_{n=0}^{N_h} [F_{mp,n}^{C,j} \cos(n\omega t) + F_{mp,n}^{S,j} \sin(n\omega t)] \right\}, \quad (4)$$

где j – степень свободы; q – гармоника внешней динамической нагрузки; Q_h – количество гармоник внешней силы; N_h – количество гармоник смещения маятника (всегда $N_h \geq Q_h$); n – гармоника перемещения; $F_q^{C,j}$, $F_q^{S,j}$, $X_n^{C,j}$, $X_n^{S,j}$, $F_{mp,n}^{C,j}$, $F_{mp,n}^{S,j}$ – коэффициенты гармоник.

Подставляя (2, 3, 4) в уравнение (1) и используя принцип гармонического баланса, получим уравнения коэффициентов гармоник $F_q^{C,j}$, $F_q^{S,j}$, $X_n^{C,j}$, $X_n^{S,j}$, $F_{mp,n}^{C,j}$, $F_{mp,n}^{S,j}$. Здесь $X_n^{C,j}$, $X_n^{S,j}$ являются неизвестными значениями, при этом коэффициенты гармоник силы трения $F_q^{C,j}$, $F_q^{S,j}$ зависят от них. Для получения выражения (2, 4) необходимо выполнить разложение функции в ряд Фурье. При этом применены алгоритмы быстрого преобразования функции в ряд Фурье (БПФ) и обратного быстрого преобразования функции в ряд Фурье (ОБПФ).

Наконец, получаем систему нелинейных алгебраических уравнений с $N_D(2N_h+1)$ неизвестными значениями $X_n^{C,j}$, $X_n^{S,j}$, где N_D – количество ФДЭ в модели

$$[\Pi]\{X\} + \{F_{mp}\} = \{F\}, \quad (5)$$

где $[\Pi]$ – матрица, сформированная матрицами $[K]$, $[M]$, $[C]$; $\{X\}$ – матрица коэффициентов гармоник неизвестных $X_n^{C,j}$, $X_n^{S,j}$; $\{F_{mp}\}$ – матрица коэффициентов гармоник силы трения $F_{mp,n}^{C,j}$, $F_{mp,n}^{S,j}$; $\{F\}$ – матрица коэффициентов гармоник внешней силы $F_q^{C,j}$, $F_q^{S,j}$.

Система данных уравнений является независимой и может быть решена методом Ньютона. Чтобы избежать необходимости повторного вычисления матрицы Якоби, в данном случае можно использовать модифицированный метод Ньютона или метод Бroyдена. На рис. 4 приведена блок-схема алгоритма определения колебаний системы методом ГБВО.

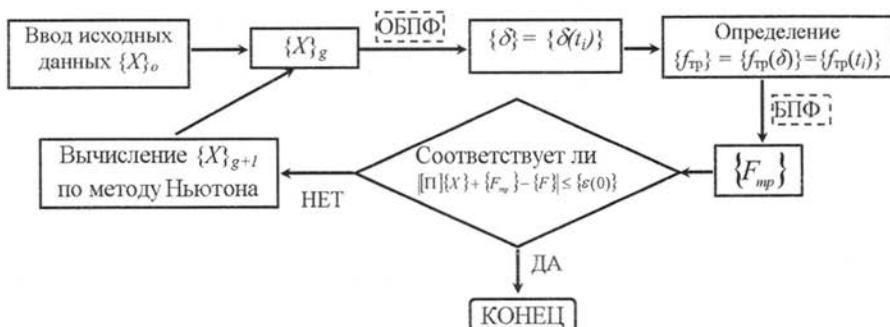


Рисунок 4. Блок-схема определения колебаний системы методом ГБВО ($\{\varepsilon(0)\}$ – значения погрешности, g – вычисленный шаг, t_i – время).

Анализ спектров амплитуд колебаний (рис. 5) показал, что для достаточного приближения необходимо выбрать до $3 \div 5$ гармоник (получаемые результаты полностью совпадают с результатами метода ПЧИ).

При проектировании ФД можно использовать несколько видов форм ФД. Для каждой фигуры ФД его контакт с полкой являются разным и, следовательно, его действие на колебание лопатки тоже неодинаково. Поэтому проектирование ФД всегда сочетается с исследованием влияния фигуры ФД на колебания лопатки. Рис. 6(a) показывает результаты определения колебаний лопатки для двух типовых вариантов формы ФД: круглого и трапециевидного (внешняя сила $F(t) = 5\cos(\omega t)$ в середине лопатки, сила сжатия $P = 20$ Н). Эти результаты показывают, что возможность устранения колебаний не только зависит от вида ФД, но также от частоты внешней силы. Например, для этого случая, круглый ФД лучше устранил колебания, чем трапециевидный ФД при $\omega < 600$ рад/с и хуже при $\omega > 600$ рад/с. Материал лопатки: модуль Юнга $E = 2,01 \cdot 10^{11}$ МПа; коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$; плотность $\rho = 7700$ кг/м³; жесткость ФДЭ $K_d = 5 \cdot 10^7$ Н/м.

Известно, что существует влияние температуры на коэффициент трения. В настоящей работе были использованы результаты исследования авторов S. Filippi, E. V. Rodrigues, M. M. Gola [4, 5, 6], в которых приводятся экспериментальные результаты определения влияния температуры на коэффициент трения и кривую характеристики ФДЭ материала Nimonic Alloy 263 (один из сплавов на основе никеля, используемый при высоких температурах) и для лопаток газотурбинных двигателей. Выполнен расчет колебаний лопатки с разными значениями температуры двигателя. Полученные результаты показаны на рис. 6(b), (амплитуда внешней силы $F_0 = 5$ Н, сила сжатия $P = 20$ Н, круглый ФД, диапазон температуры [100 – 800° С]). Из приведенных результатов видно, что для исследуемого материала, в диапазоне

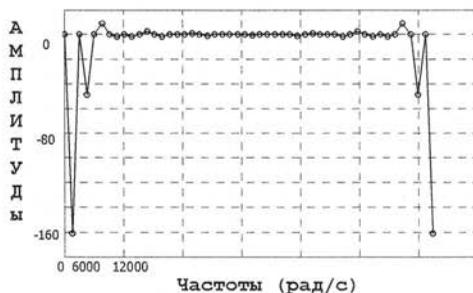


Рисунок 5. Спектр амплитуд силы трения

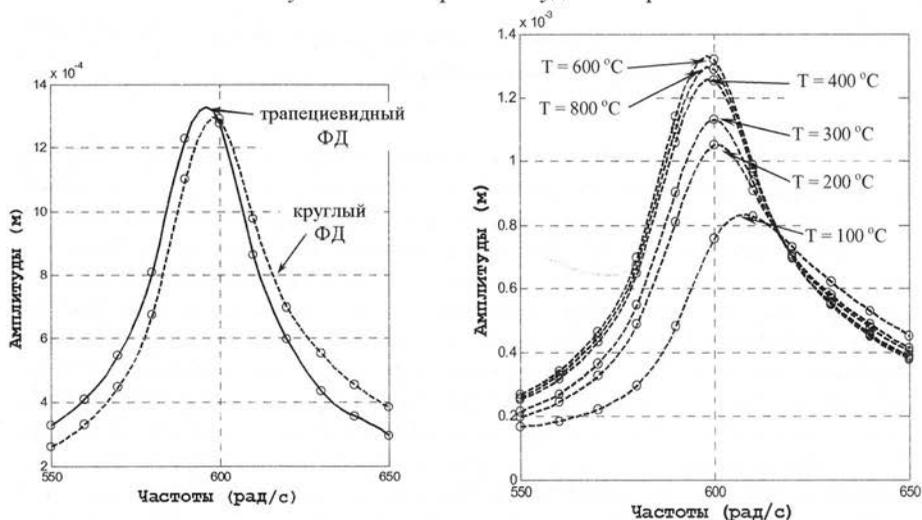


Рисунок 6. (а) АЧХ колебаний вершины лопатки с двумя формами ФД. (б) АЧХ колебаний вершины лопатки с разными значениями температуры двигателя.

температуры 100 – 800 °С, амплитуды колебаний лопаток значительно изменяются (до 1,5 раз).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Использование метода ГБВО и стандартных фрикционных демпферных элементов является эффективным подходом при проектировании фрикционных демпферов лопаток газотурбинных двигателей.

2. Используются два метода при решении динамических уравнений систем с фрикционными демпферами: метод прямого численного интегрирования и,

созданный автором статьи, метод гармонического баланса во временной области. Это обеспечивает точность решения, сходимость задачи и уменьшение вычислительных затрат. При применении метода гармонического баланса во временной области, время вычислений уменьшается в 4-8 раз.

3. Результаты расчета доказали, что: температура двигателя значительно влияет на работу ФД; в диапазоне температур 100 – 800 °С амплитуды колебаний лопаток значительно изменяются (до 1,5 раз); возможность устранения колебаний не только зависит от вида ФД, но также от частоты внешней силы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Репецкий О.В., Фан Ван Туан Построение математической модели для анализа влияния фрикционных демферов на колебания лопаток газотурбинных двигателей // Известия ИГЭА. – № 1, 2011. – С. 200-205.
2. Фан Ван Туан. Математическая модель пружинного маятника с сухим трением // Известия вузов. Северо-Кавказский регион. – № 4, 2011. – С. 76-80.
3. Фан Ван Туан, Репецкий О.В. Использование метода гармонического баланса во временной области для исследования колебаний систем со многими степенями свободы и сухим трением // Вестник ВСГТУ. – №2, 2011. – С. 53-60.
4. Filippi S. et al. A technique for the experimental contact characterization at high temperature. Associazione Italiana per L'Analisi delle Sollecitazioni XXXIV Convegno Nazionale – 14-17 Settembre 2005, Politecnico di Milano.
5. Stanbridge et al. Measurement and Analysis of High Temperature Friction Damper Properties. 4th US International Turbine Engine High Cycle Fatigue (HCF) Conference, 1999.
6. Murthy et al. Investigation of fretting characteristics of turbine materials at higher temperatures. Proceedings of 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, CO, April 2002.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ СКЛОННОСТИ К ОТКАЗУ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НАХОДЯЩИХСЯ ПОД ПОСТОЯННЫМ НАПРЯЖЕНИЕМ ПУТЕМ КОРРОЗИОННОГО РАЗРУШЕНИЯ

Кузнецов С.Н.
Sergei20320@mail.ru

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Установка разработана с целью обучения студентов экспериментальному определению показателей надежности конструкционных материалов на основе теоретических положений физики отказов, изучения методики планирования, проведения и обработки данных эксперимента, получение навыков обработки числовых характеристик безотказности и их статистических оценок.

Одной из теоретических основ науки о надежности является результат исследований естественных наук, изучающих физико-химические процессы разрушения, старения и изменения свойств материалов, из которых изготовлены машины или которые необходимы для их функционирования (топливо, смазка и т. п.). Изменение начальных свойств и состояния материалов, из которых выполнено изделие, является первопричиной потери им работоспособности, так как эти изменения могут привести к повреждению изделия и к опасности возникновения отказа. В основе потери машиной работоспособности всегда лежат физические закономерности, но в силу разнообразия и переменности действующих факторов эти зависимости приобретают вероятностный характер. Физика отказов теории надежности изучает необратимые процессы, приводящие к потере материалом начальных свойств при эксплуатации изделий. При этом основной особенностью этих исследований является рассмотрение всех явлений во времени. Временные закономерности физики отказов являются базой для решения основных задач надежности.

Сложность конструкции самолета, отсутствие достаточно эффективных методов удаления влаги, трудности просушивания внутренних отсеков при эксплуатации изделий авиационной техники (АТ) создают условия для возникновения и развития коррозии. На скорость протекания коррозии влияет большое количество факторов. Их разделяют на две группы: внешние – факторы, связанные с составом коррозионной среды и условиями коррозии и внутренние – факторы, связанные с составом и структурой сплава, внутренними напряжениями в металле, характером обработки поверхности [1]. Коррозионное растрескивание металлов под одновременным воздействием

агрессивной коррозионной среды и растягивающих напряжений характеризуется образованием трещин в плоскостях, нормальных к направлению растягивающих напряжений. Склонность сплавов к коррозионному разрушению определяется структурой металла, величиной и характером напряжений, а также составом коррозионной среды [2, 3].

Создание в лабораторных условиях в пределах одной экспериментальной установки даже основных, не говоря уже обо всех возможных, условий эксплуатации объекта является чрезвычайно сложной задачей.

С целью обеспечения выполнения учебной программы по дисциплине «Надежность и техническая диагностика» по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» была разработана и изготовлена экспериментальная установка для выявления склонности к отказу авиационных конструкционных материалов находящихся под постоянным напряжением путем коррозионного разрушения.

В лабораторной работе рассматривается влияние коррозионного процесса на отказы авиационных конструкционных материалов. Целью работы является изучение методики планирования, проведения и обработки, данных эксперимента, получение навыков обработки числовых характеристик безотказности и их статистических оценок, обучающиеся должны научиться экспериментально устанавливать показатели надежности конструкционных материалов на основе теоретических положений физики отказов теории надежности.

Экспериментальная установка представлена на рис. 1.

Для испытания на коррозию под напряжением применяются образцы, изготовленные из металла широко применяемого в производстве ЛА (в частности заклепка типа гайкопистон). Напряжения в образце создаются при помощи силы приложенной на плече коромысла, сам образец помещается в коррозионную среду (гипохлорит натрия). Склонность сплавов к коррозионному разрушению определяют по времени, необходимому для полного разрушения образца, а также путем сравнения изменения механических свойств материала в напряженном и ненапряженном состоянии за время испытания.

Результаты испытания выражают в виде:

1. Построения вариационного ряда наработок образцов до отказа.
2. Вычисления статистических оценок показателей надежности исследуемого образца.
3. Построения гистограммы.
4. Построения кинетической кривой зависимости количества разрушившихся образцов от времени.
5. Определения величины коэффициента, характеризующего склонность исследуемого конструкционного материала к коррозионному разрушению $K_p = F_1/F_2$.

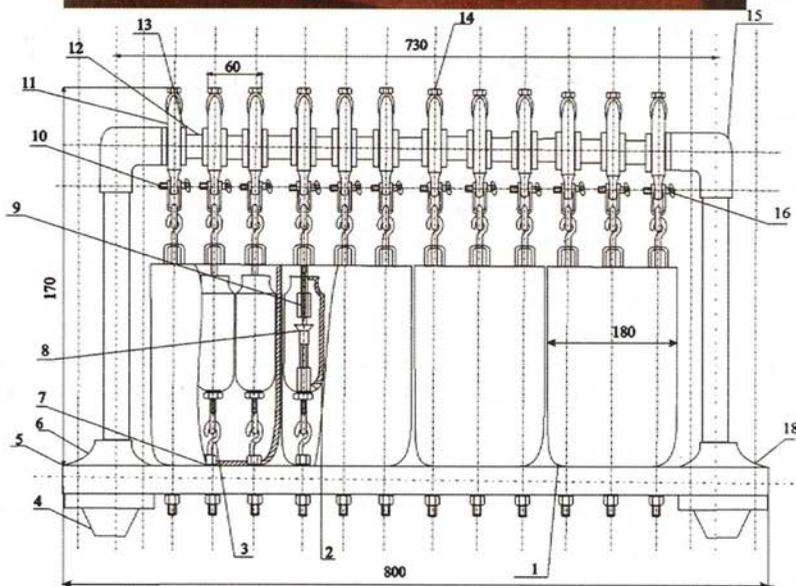


Рисунок 1. Лабораторная установка: 1 – корыто, 2 – емкость, 3 – крюк, 4 – ножи, 5 – станина основная, 6 – стойка, 7 – шайба резиновая, 8 – образец, 9 – гайка удлиненная, 10 – скоба крепления, 11 – коромысло, 12 – вал, 13 – шайба, 14 – шприц, 15 – уголок, 16 – шпильки, 17 – талреп, 18 – саморезы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Безопасность и надежность технических систем. Л.Н. Александровская, И.З. Аронов, В.И. Круглов и др. Учебное пособие. – М.: Университетская книга, Логос, 2008. – 376 с.
2. Надежность технологического оборудования: лабораторные работы/авт.-сост.: С.И. Пестрецов, В.Я. Борщев, В.Н. Долгунин. – Тамбов: Изд-во Тамбовский государственный технический университет (ТГТУ), 2005. – 36 с.
3. Ушаков И.А. Курс надежности систем. Учебное пособие для вузов. – М.: Дрофа, 2008. – 239 с.

О ПЕРВЫХ ПРЕДЛОЖЕНИЯХ ПО СОЗДАНИЮ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ С ГЕРМЕТИЧНОЙ КАБИНОЙ

Морозов И.В.

Кафедра гуманитарных и социально-политических наук
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Освещается вопрос о зарождении идеи пассажирского самолета с герметичной кабиной (фюзеляжем). На основе материалов первой четверти XX в. приводятся первые представления о преимуществах высотного полета для нужд ГА. В качестве примера первых работ по созданию специализированных пассажирских самолетов с гермокабиной приведено краткое техническое описание проекта фирмы «Бреге» и предложений, изложенных в патенте А. Бёрнера.

Сегодня магистральные самолеты гражданской авиации (ГА) совершают полеты на больших высотах, обеспечивая пассажирам, находящимся внутри герметичной кабины (ГК), безопасные и комфортные условия. Первый серийный пассажирский самолет с ГК Боинг 307 впервые поднялся в воздух в 1938 г., однако самые ранние предложения по созданию подобных машин были выдвинуты еще на заре развития авиационной техники.

К середине 1910-х гг., благодаря первым успехам в развитии авиации, дальние авиаперелеты уже не выглядели как отдаленная перспектива. Уже тогда стали всерьез задумываться о возможности осуществления представлявших огромный интерес трансатлантических перелетов. Для этой цели предлагалось использовать дирижабли, превосходившие по дальности самолеты и обеспечивающие наибольший комфорт пассажирам, и гидросамолеты, которые имели возможность совершить посадку на воду для

дозаправки или ремонта. В 1913 г. был установлен приз в 50000 \$ первому человеку, который совершит трансатлантический перелет на гидросамолете в течение 72 ч между любой точкой США, Канады или Ньюфаундленда и любой точкой Великобритании или Ирландии в любом направлении.

Однако наиболее многообещающим некоторым изобретателям представлялся дальний скоростной полет на большой высоте. Одним из сторонников такого подхода был американский инженер С. Мотт, являвшийся автором одного из первых патентов на самолет с гермокабиной. Он считал, что подъем на высоту, где плотность воздуха значительно меньше, позволит самолету развивать высокую скорость, а также обеспечит большую дальность, безопасность (за счет меньшего времени нахождения в воздухе) и комфорт. Уверенность в этом подкрепляли и сведения, полученные из наблюдений за птицами, о том, что некоторые их виды способны развивать скорость 380 км/ч в высотном полете [1]. По приблизительной оценке, сделанной в 1916 г., при полете на высоте 11000 м рекорд скорости в 203 км/ч будет соответствовать значению 811 км/ч. В таком случае перелет из Ньюфаундленда в Ирландию будет занимать всего около 4 ч, из Нью-Йорка в Лондон – 6 ч, из Нью-Йорка в Лондон на высоте 13000 м – 3 ч [1, 2]. Подобные оценки разделяли и другие изобретатели. Так, Ф. Раймонд считал, что предложенные им технические решения позволяют самолету за счет полета на высоте 10000 м развивать в семь раз большую скорость и в семь раз большую дальность (при наличии соответствующего количества топлива) [3]. Максимальную высоту, которую в ближайшем будущем можно будет достичь на самолете, Мотт оценивал в 24 – 32 км.

Разумеется, Мотт осознавал, что полет на большой высоте на обычном самолете невозможен ни для человека, ни для двигателя. Для решения этих проблем экипаж и двигатель (карбюратор) предлагалось оградить воздухонепроницаемым легким материалом и на любой высоте автоматически поддерживать внутри давление, соответствующее давлению на уровне моря, обеспечивая вентиляцию и обогрев. Также изобретатель был активным сторонником применения винта изменяемого шага для увеличения высотности – его использование позволило бы повысить эффективность винта, менее значительным было бы уменьшение мощности. Для обозначения такого самолета Мотт использовал слово «альтиплан» (Altiplane), т.е. «высотный самолет».

Осуществление высотных полетов действительно было связано с множеством нерешенных технических проблем. Однако даже при условии успешного решения вопросов падения мощности двигателя и обеспечения жизнедеятельности экипажа, приведенные выше взгляды представляются излишне оптимистичными из-за завышенной оценки прироста скорости полета с высотой. Расчеты показывают, что при той же мощности двигателя самолет на высоте 6000 м будет лететь на 17 % быстрее, чем у земли, на высоте около 9000 м – на 38 % [4, с. 138]. Так или иначе, в конце 1910-х гг. тот факт, что

увеличение высоты полета, возможное при условии сохранения мощности двигателя и эффективности винта, а также обеспечения жизнедеятельности экипажа, позволит достичь намного большей скорости и дальности, не вызывая сомнений. Более того, некоторыми исследователям этого вопроса путь повышения высоты полета считался настоящим перспективным, что представлялся главным направлением, по которому должно происходить дальнейшее развитие авиационной техники. Подобные взгляды стимулировали поиск решения проблем, которые неизбежно должны были возникнуть при подъеме самолета на ранее недостижимые для авиации высоты, в т.ч. разработку ГК.

Однако первые удачные самолеты с ГК появились только в начале 1930-х гг. и предназначались для отработки вопросов, связанных с высотными полетами будущих стратосферных бомбардировщиков. ГА еще раньше столкнулась с необходимостью создания самолетов с ГК. Такие самолеты могли бы использоваться при полетах в пределах тропосферы для решения насущных задач, в то время как для военной авиации ГК были нужны, главным образом, для будущих стратосферных полетов. При этом, возникнув раньше, задача обеспечения перевозки пассажиров на большой высоте являлась более сложной, т.к. была связана с необходимостью герметизации большого объема (чего не требовалось для военного самолета) и невозможностью применения в качестве основных других способов обеспечения жизнедеятельности, допустимых в военной авиации (кислородных масок и высотных скафандров). Если на военном самолете экипаж мог использовать индивидуальное высотное снаряжение, то при перевозке пассажиров по вполне понятным причинам это было неприемлемо. Данное обстоятельство ограничивало возможности ГА, ограничивая высоту полета с пассажирами. Это не соответствовало возможности достижения наивыгоднейших режимов полета, не позволяло достигать возможной для самолета большей скорости и меньшего расхода топлива (большей дальности полета). Например, даже в 1930-е гг. для самолета Ли-2 (советский лицензионный вариант самого массового авиалайнера 1930 – 40-х гг., американского Дуглас DC-3) рекомендовалась высота полета не более 3000 м [5]. При этом практический потолок составлял 5000 – 5500 м.

Возможность совершать полеты на большой высоте в благоприятных метеоусловиях представляла большой интерес для развития ГА, т.к. это в значительной степени способствовало бы повышению безопасности и регулярности полетов, а также позволяло бы выполнять полеты над горными районами. При этом такую возможность (вместе с повышением скорости и дальности) для ГА могло дать и увеличение высоты полета в пределах тропосферы (до 10000 – 11000 м). Это позволило бы пассажирским самолетам избегать полетов в облаках среднего (высота нижней границы 2000 – 6000 м) и нижнего (нижняя граница менее 2000 м) ярусов, связанных с возможностью обледенения (наибольшая вероятность которого существует на высотах до 2500 м, а на высотах более 6000 м оно значительно менее вероятно [6, с. 140, 141]),

наличия сильных восходящих и нисходящих потоков, турбулентности, гроз и атмосферных осадков.

Помимо вопросов, связанных с безопасностью, регулярностью и возможностью выполнять рейсы по более оптимальным маршрутам, что, вместе с увеличением скорости способствовало бы снижению себестоимости воздушных перевозок, полеты в благоприятных метеоусловиях способствовали бы повышению уровня комфорта, к которому авиакомпания стремились для привлечения пассажиров. Так, при высотных полетах можно было бы избегать существующих в облаках вертикальных воздушных потоков, вызывающих броски самолета, турбулентности, вызывающей болтанку.

Высотные полеты, обещавшие перспективы увеличения скорости, дальности и экономичности вследствие уменьшения плотности воздуха, представляли большой интерес также благодаря идеям о возможности использования дующих на больших высотах устойчивых ветров (струйных течений): «Эти ветры на разных высотах могут быть найдены с попутными курсами, подходящими почти для любого международного торгового маршрута, и могут быть, таким образом, использованы, предоставляя огромное преимущество воздушной торговле» [7].

Первые серьезные технические предложения по созданию пассажирского самолета с ГК предпринимались еще в начале 1920-х гг. В 1919 г. в Европе начались регулярные пассажирские авиaperевозки. Переделанные бомбардировщики, оставшиеся после Первой мировой войны, первоначально использовавшиеся на авиалиниях, не в полной мере соответствовали требованиям, предъявлявшимся к пассажирским самолетам. Они могли брать на борт малое число пассажиров из-за небольших размеров фюзеляжа, обладали невысоким ресурсом и т.д. Для дальнейшего развития ГА требовалось создание специализированных транспортных самолетов, возможное только при условии наличия помощи со стороны государства. Первой начала выделять субсидии на развитие коммерческой авиации Франция.

Французской фирмой «Бреге» была начата разработка самолета «Левиафан», рассчитанного на перевозку 20 пассажиров, в котором должны были воплотиться новейшие технические достижения (рис. 1). Его отличала оригинальная силовая установка – расположенные в носовой части фюзеляжа четыре (два двойных) двигателя, вращающие один винт. Такую схему конструкторы посчитали наиболее безопасной, кроме того расположение двигателей позволяло проводить ремонт во время полета. Другой особенностью являлась цельнометаллическая конструкция планера. Вероятно, одним из объяснений этого решения была необходимость обеспечить наиболее смелое и революционное нововведение – герметичность фюзеляжа.

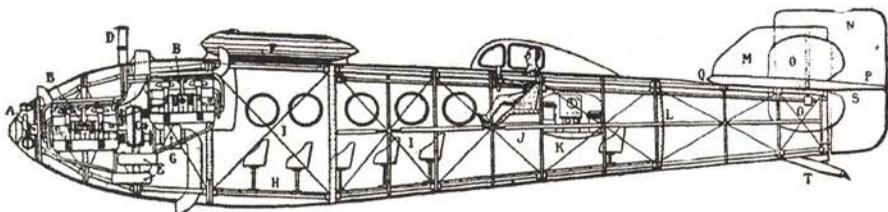


Рисунок 1. Пассажирский самолет Бреге «Левиафан» с герметичным фюзеляжем (рисунок из журнала «Flight» [8]).

В новом самолете и двигатели, и пассажирский салон с кабиной пилота должны были размещаться в герметичной части фюзеляжа, заканчивающейся задним гермошпангоутом. Компонировочная схема фюзеляжа, приводящаяся в различных изданиях, позволяет сделать вывод, что наддув в салоне предполагалось создавать центробежным компрессором с приводом от двигателя [8, с. 733]. Избыточное давление должно было соответствовать давлению на уровне моря и поддерживаться автоматически [9]. Иллюминаторы герметичного фюзеляжа должны были иметь круглую форму.

Однако в описанном выше виде самолет построен так и не был. Вероятно, из-за возникших с герметизацией многочисленных трудностей, от этой идеи отказались. Возможно также, что основную роль в отказе от герметичного фюзеляжа сыграли не технические, а экономические соображения, связанные с высокой стоимостью производства металлического самолета. По полезной нагрузке, отнесенной к мощности, даже построенный в итоге «Левиафан», имевший металлический силовой набор, но традиционную обшивку и негерметичный фюзеляж, соответствовал нескольким обычным неметаллическим самолетам меньшей вместимости, но был при этом намного дороже [10]. Первый полет Бреге Bre.20 «Левиафан» совершил в 1922 г., но из-за проблем с силовой установкой не был запущен в серию.

В 1920 г. Арно Бёрнер из Нидерландов предложил патент, также содержащий описание пассажирского самолета с герметичным фюзеляжем [11]. Необходимость такого решения он обосновал тем, что применение индивидуальных кислородных аппаратов будет представлять собой лишь частичное решение проблемы, т.к. они будут дополнительным грузом, а люди на борту все равно останутся подвержены нежелательному влиянию низкого давления. Кроме того, нахождение двигателя внутри позволило бы обеспечить его высотность. Герметизация фюзеляжа, видимо, представлялась Бёрнеру легко решаемой задачей – для ее обеспечения он лишь предложил снабдить окна, двери и люки каучуковым уплотнением.

Герметичный фюзеляж разделялся на три отсека двумя герметичными стенками с редукционными клапанами. В переднем отсеке размещался двигатель и место для пилота и механика, в среднем – пассажирская кабина, задний служил емкостью для воздуха. Центробежный компрессор, работавший

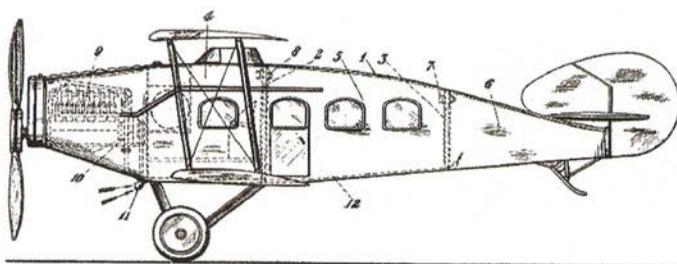


Рисунок 2. Пассажирский самолет А. Бёрнера (рисунок из патента [11]).

от двигателя самолета, получал воздух через внешний входной патрубок. Из компрессора воздух поступал в задний отсек фюзеляжа. При превышении в нем давления 760 мм рт.ст. (например, на 10 %) воздух через редукционный клапан на задней стенке должен был поступать к пассажирской кабине. Таким же образом, через клапан на передней стенке, сообщались между собой средний и передний отсеки. Т.к. двигатель потреблял воздух для работы, давление в переднем отсеке должно было понижаться и компенсироваться давлением из среднего отсека, который получал воздух из заднего отсека, куда воздух шел непосредственно от компрессора. Таким образом, внутри фюзеляжа должен был обеспечиваться воздухообмен и поддержание необходимого давления. Согласно приведенной в патенте оценке, сжатие компрессором воздуха до давления 760 мм рт.ст. должно было обеспечить требуемое повышение температуры – с 0 до 20 °С для высоты 5000 м – даже при самом худшем прогнозе потерь тепла.

Однако тогда пассажирская авиация еще только делала первые шаги. Со второй половины 1920-х гг. она начала развиваться быстрыми темпами, с 1925 по 1930 гг. годовой налет на авиалиниях вырос в несколько раз. Конструкции пассажирских самолетов тех лет имели большой потенциал для совершенствования с помощью более простых и менее рискованных с точки зрения возможной неудачи решений, чем герметизация салона. С конца 1920-х гг. они совершенствовались, в основном, за счет применения металлической конструкции планера и улучшения аэродинамики: применения гладкой металлической обшивки вместо гофрированной; механизации крыла; капотов двигателей; убирающегося шасси и т.д.

Серьезные опыты по изучению вопросов, связанных с переходом транспортной авиации на высоты более 3000 – 4000 м, начались лишь в 1935 г., когда американская авиакомпания TWA начала большую практическую работу по исследованию перехода транспортных воздушных линий к полетам на высоте 6000 – 8000 м [12, с. 79 – 85]. Во второй половине 1930-х гг. были созданы первые пассажирские самолеты, имевшие ГК, однако нормальному развитию пассажирской авиации помешала Вторая мировая война. Массовое применение пассажирских самолетов с ГК началось уже после ее окончания.

ЛИТЕРАТУРА

1. Mott S.D. To London in a few hours // The New York Times. – 1916. March 13. – P. 8.
2. To Europe in Six Hours May Be Possible // The New York Times. – 1916. February 13.
3. Raymond F.I. US Patent 1398280 filed June 5, 1918.
4. Miller R., Sawers D. The technical development of modern aviation. – New York: Praeger Publishers, 1970. – 351 p.
5. Руководство по летной эксплуатации и пилотированию самолета Ли-2 с двумя двигателями АШ-62ИР. 1965. – 346 с.
6. Яковлев А.М. Авиационная метеорология. – М.: Транспорт, 1971. – 248 с.
7. New air record with new device // The New York Times. – 1919. September 15.
8. Aero engines at Olympia // Flight. – 1920. July 8. – P. 728-733.
9. High Flying in a Sealed Airplane // Popular Science. – 1921. March. – P. 50.
10. The Paris Aero Show // Flight. – 1922. December 28. – P. 781-786.
11. Boerner A. US Patent 1402736 filed June 22, 1920.
12. Лебедев Г.А. Высотные самолеты. – М-Л.: Оборонгиз, 1939. – 99 с.

ОЦЕНКА ЭКОЛОГИЧЕСКОГО РИСКА АВИАЦИИ

Никитенко Ю.В.

yunikson@yandex.ru

Кафедра РХБ защиты

Военный авиационный инженерный университет

(г. Воронеж)

Баранов Н.А.

baranov@ccas.ru

Вычислительный центр Российской академии наук

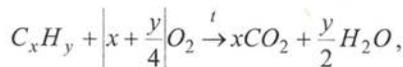
(г. Москва)

В статье рассмотрены основные загрязняющие вещества, образующиеся при работе газотурбинного двигателя воздушного судна. Проведен анализ факторов, влияющих на распространение в атмосфере основных загрязняющих веществ, и оценена роль пограничного слоя атмосферы в распространении загрязнений.

Деятельность авиационных частей и подразделений сопряжена с появлением факторов, неблагоприятно воздействующих на окружающую среду и человека. Эти факторы подразделяются на общие и специфические. Общие экологические факторы в основном присущи военным городкам. Они имеют

характер, общий для населенных пунктов (выбросы котельных, шум, отходы и т.д.). Специфические экологические факторы по своему происхождению и параметрам характерны только для авиации. К ним, в частности, относятся выбросы загрязняющих веществ в атмосферный воздух двигателями воздушных судов.

Главная причина загрязнения воздуха двигателями самолетов заключается в неполном и неравномерном сгорании топлива. Основная химическая реакция, протекающая в процессе сгорания топлива, может быть представлена следующим обобщенным уравнением



где C_xH_y – условное обозначение гаммы углеводородов, входящих в состав топлива.

Однако эта реакция не проходит полностью даже при стехиометрическом соотношении исходных компонентов.

При эксплуатации самолетов горение топлива в камерах сгорания двигателей сопровождается образованием различных продуктов сгорания, из которых к загрязнителям атмосферы, подлежащим учету, относятся оксид углерода (CO), углеводороды (C_xH_y), оксиды азота (NO_x), оксиды серы (SO_x), твердые частички дисперсного углерода.

Характер вредного воздействия указанных загрязнителей неодинаков. Например, оксид углерода (CO) воздействует на сердечно-сосудистую и нервную системы. По характеру токсичности оксид углерода можно отнести к веществам общеядовитого действия. Концентрация 0,2 мг/л при 3-часовой экспозиции вызывает отравление, смертельная концентрация 5 мг/л при 5-минутной экспозиции. Недогоревшие углеводороды (C_xH_y) вызывают головную боль, головокружение, возможно наркотическое действие. Сильным канцерогенным действием обладает бензапирен ($C_{20}H_{12}$) – полициклический ароматический углеводород. Весьма опасными являются оксиды азота (NO_x). В зависимости от ряда условий, эти соединения переходят из одного в другое и в инженерной практике принято характеризовать их суммарное содержание, что отражается условным обозначением NO_x , либо пересчитывать на NO_2 . Чем выше температура в камере сгорания, тем выше скорость реакции и, соответственно, больше концентрация оксидов азота в выхлопных газах двигателя. Оксиды азота отличаются высоким раздражающим действием на органы дыхания и способствуют образованию в организме человека метгемоглобина, который является причиной кислородного голодания тканей. Диоксид серы SO_2 (сернистый ангидрид) и другие ее соединения раздражают слизистую оболочку глаз и дыхательные пути. Продолжительное действие малых концентраций SO_2 ведет к возникновению хронического гастрита, гепатопатии, бронхита, ларингита и других болезней. В организме диоксид

серы растворяется в плазме крови и превращается в серную кислоту, нарушая обменные и ферментативные процессы в тканях.

Кроме того, при сжигании жидкого топлива выделяются значительные количества мелкодисперсной сажи, характеризующейся большей токсичностью, чем обычная пыль. Сажа, помимо непосредственного действия на живые организмы, отличается высокой адсорбционной способностью [1], частицы сажи накапливают на своей поверхности токсичные вещества, в том числе и канцерогенные. Находясь, длительное время во взвешенном состоянии в загрязненном воздухе, сажа, тем самым, способствует усилению воздействия токсичных веществ на человека.

Основной физической характеристикой содержащихся в атмосфере примесей является их концентрация, измеряемая массой загрязняющего вещества в единице объема воздуха при нормальных условиях, обычно мг/м^3 . Предельно допустимая концентрация (ПДК) загрязняющих веществ в атмосферном воздухе населенных пунктов регламентированы Списком Минздрава РФ. Этим списком и дополнениями к нему установлены допустимые максимальные разовые и среднесуточные концентрации загрязняющих веществ, а также класс их опасности.

Значения ПДК, для рассмотренных выше загрязняющих веществ, приведены согласно ГОСТ 17.2.2.04-86 в табл. 1.

Для оценки концентраций загрязняющих веществ отработавших газов газотурбинного двигателя (ГТД) в районах аэропортов и районах полетов самолетов необходимо рассмотреть особенности распространения пара и тонкодисперсного аэрозоля в пограничном слое атмосферы.

При работе двигателей самолетов образующиеся загрязняющие вещества вначале рассеиваются в приземном слое, то есть в условиях сильной вертикальной неоднородности, а затем распространяются в пограничном слое атмосферы. При этом рассеяние загрязняющих веществ по высоте не беспредельно, а ограничено некоторой высотой. В качестве иллюстрации верхней границы распространения примеси могут служить хорошо видимые купола газов над промышленными районами, достигающие высоты 1,2 км, а также ясно обозначенная верхняя граница слоя дымки.

Таблица 1. Значения ПДК для населенных мест.

Наименование	Класс опасности	ПДК для населенных мест, мг/м^3	
		Максимально-разовая	Среднесуточная
Оксид углерода – CO	4	5,000	3,000
Углеводороды – C_xH_y	4	5,000	1,5000
Оксиды азота – NO_x	2	0,085	0,0400
Оксиды серы – SO_x	3	0,500	0,0500
Сажа	3	0,150	0,0500

В работах [2, 3] по оценке рассеяния неоседающей примеси в качестве предельной высоты ее эффективного перемешивания принимается верхняя граница пограничного слоя атмосферы (ПСА), в котором наиболее развит турбулентный обмен. Примесь, накопившаяся в пределах ПСА, через 2 – 4 дня выбрасывается в свободную атмосферу в результате термической конвекции или крупномасштабного подъема. При этом вследствие разбавления примеси в большом объеме, концентрация ее в свободной атмосфере будет незначительна.

Исходя из этого, можно сделать выводы: верхняя граница распространения примесей определяется высотой ПСА; основными факторами, влияющими на рассеяние примеси, являются высота слоя его распространения, вертикальная и горизонтальная турбулентная диффузия, а также горизонтальный перенос примеси под действием ветра. Таким образом, исходя из условий распространения пассивной примеси в атмосфере, границей зоны аэродрома в вертикальном направлении целесообразно принять высоту пограничного слоя атмосферы в данной местности.

В ПСА, наряду с градиентом давления и кориолисовой силой, существенную роль играет сила турбулентного трения, величина которой зависит от шероховатости подстилающей поверхности, рельефа местности, скорости ветра и высоты над земной поверхностью. Распределение метеорологических элементов в ПСА устанавливается под влиянием геострофического ветра, стратификации воздуха в слое и шероховатости подстилающей поверхности.

Под действием сил турбулентного трения модуль вектора скорости барического ветра изменяется сверху вниз от геострофического значения до нуля, а направление ветра отклоняется в северном полушарии влево от изобары. Угол между приземным и геострофическим ветром φ весьма изменчив, а величина его зависит от скорости ветра, шероховатости подстилающей поверхности и стратификации ПСА. В среднем вектор приземного ветра отличается от геострофического на 25° при нейтральных условиях, на 20° – при неустойчивой стратификации, и на 50° – при устойчивой стратификации атмосферы [4].

Выше ПСА (в свободной атмосфере) непосредственное влияние подстилающей поверхности практически исключается. В связи с этим свободная атмосфера характеризуется отсутствием турбулентности, обеспечивающей эффективное рассеяние загрязняющих веществ.

С началом радиационного выхолаживания подстилающей поверхности роль динамических процессов ослабевает. Дневной конвективный слой перемешивания разрушается и происходит перестройка ПСА, переходящего в устойчивое состояние. Переходный период от дневного конвективного ПСА до ночного устойчивого слоя длится около 2 ч. Устойчивый пограничный слой атмосферы (УПСА) является нестационарным. Рост УПСА происходит за счет выхолаживания подстилающей поверхности. Исследования Бызовой Н.Л. [5] показали, что в теплый период в 18 – 20 ч. в нижнем пятидесятиметровом слое

зарождается приземная инверсия, которая к 21 – 22 ч. развивается до высоты 150 – 200 м и достигает максимума 300 – 400 м к 5 ч. утра, то есть к восходу солнца, когда выхолаживание подстилающей поверхности сменяется нагревом. Верхнюю границу инверсии (высоту УПСА) в ночной период можно определить по эмпирической зависимости

$$H = C(t - t_0)^{2/3},$$

где t_0 – время появления инверсии в нижней части приземного слоя атмосферы на высотах 1 – 4 м. Константа C зависит от силы ветра и принимает следующие значения: при слабом ветре – 43, при умеренном ветре – 63. Среднее расчетное значение для слабых и умеренных ветров равно 48.

На основании анализа работ [4, 5] получены средние значения высоты слоя перемешивания, используемые при оценке рассеяния загрязняющих веществ. Минимальные значения высоты ПСА (30 - 125 м) наблюдаются при инверсии, характерной для ясной ночи и типичной скорости приземного ветра 1 - 2 м/с. В облачную ночь максимальное значение высоты слоя перемешивания равно 875 м. Днем среднее значение высоты ПСА изменяется от 875 м в облачный день до 2750 м в очень солнечную тихую летнюю погоду.

Анализ суточного хода высоты ПСА показал, что если процесс диффузии загрязняющих веществ длится не более 3 ч, то ПСА можно считать квазистационарным в середине дня и ночи. В остальное время изменчивость его весьма велика.

Определение выбросов загрязняющих веществ, производимого газотурбинными двигателями воздушных судов в районе аэродрома, целесообразно осуществлять для взлетно-посадочного цикла, состоящего из взлетного этапа (запуск и прогрев двигателей, руление на исполнительный старт, полный взлет, набор высоты вертикальной границы аэродрома) и посадочного этапа (снижение с высоты вертикальной границы аэродрома, полная посадка, руление до остановки двигателей).

Каждому этапу взлетно-посадочного цикла соответствуют определенные режимы работы двигателя самолета. При изменении режима работы двигателя характеристики эмиссии меняются. Характер и продолжительность режимов работы двигателя во время операций самолета в зоне аэродрома различны и меняются в зависимости от типов двигателя и самолета, топографии аэродрома, частоты взлетно-посадочных операций в данный отрезок времени и от метеоусловий. Некоторые характерные режимы работы двигателей (при взлете, наборе высоты, заходе на посадку) практически неизменны, если их характеризовать уровнем относительной тяги на данном режиме и продолжительностью этого режима. Другие режимы работы двигателя (при рулении и холостом ходе), напротив, изменяются в довольно широких пределах от двигателя к двигателю (по уровню относительной тяги) и от аэродрома к аэродрому, а также в зависимости от сезона и времени суток (по характерной продолжительности).

Таким образом, оценку экологического риска авиации по загрязняющим веществам, производимым газотурбинными двигателями воздушных судов в районе аэродрома, целесообразно определять для взлетно-посадочного цикла, состоящего из взлетного этапа (запуск и прогрев двигателей, руление на исполнительный старт, полный взлет, набор высоты вертикальной границы аэродрома) и посадочного этапа (снижение с высоты вертикальной границы аэродрома, полная посадка, руление до остановки двигателей). Вертикальной границей зоны аэродрома следует считать высоту пограничного слоя атмосферы в данной местности в данное время.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воздействие на организм человека опасных и вредных экологических факторов. Метрологические аспекты. Под ред. Исаева Л.К., Т.1. – М.: ПАИМС, 1997. – 512 с.
2. Берлянд М.Е. Современные проблемы атмосферной диффузии и загрязнения атмосферы. – Л.: Гидрометеиздат, 1975. – 448с.
3. Загрязнение приземного слоя атмосферы при температурных инверсиях. Под ред. Бурназян А.И. – М.: Наука, 1969. – 396 с.
4. Попов А.М. Расчетные профили метеорологических характеристик в планетарном пограничном слое. – Л.: ЛГМИ, 1975. – 98 с.
5. Бызова Н.Л. Типизация ночных приземных инверсий и характеристик выхолаживания пограничного слоя атмосферы. – Тр. ИЭМ, № 16, 1977. – 127 с.

ТРЕБОВАНИЯ К ФУНКЦИОНАЛЬНЫМ ВОЗМОЖНОСТЯМ МОДЕЛЕЙ ТРЕНАЖЕРА ДЛЯ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА

Нечаев Е.Е., Пунт В.А.
oomingmak@mail.ru

Отделение специальности 162105

«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»
Кирсановский авиационный технический колледж – филиал Московского
государственного технического университета гражданской авиации
(г. Кирсанов)

Анализируются процессы технического обслуживания узлов и систем летательного аппарата по выбранным критериям их моделирования, требования, предъявляемые к тренажеру авиационного технического персонала. Определяются критерии для выбора

объекта моделирования. Проводится анализы отказов авиационной техники по узлам и системам и удобства моделирования узлов и систем. Формулируются принципы построения алгоритма модели.

Компьютерные технические средства практической подготовки предназначены, прежде всего, для привития умений и навыков обучаемого [1]. Применительно к техническому персоналу – это навыки и умения в проведении работ по техническому обслуживанию авиационной техники (ТО АТ) и выявлению неисправностей и отказов.

Необходимость повышения уровня подготовки обусловлена высоким процентным отношением инцидентов, происходящих по вине технического персонала. Как отмечается в [2], 13% инцидентов было связано с неудовлетворительным ТО и ремонтом.

Одним из методов повышения уровня подготовки авиационного технического персонала является внедрение тренажеров на базе персонального компьютера (ПК), моделирующих процесс ТО.

Для обоснования перечня объектов моделирования в тренажере проанализируем процессы ТО узлов и систем, задав критерии анализа. При этом необходимо учитывать особенности работы и обслуживания объекта моделирования, а также возможности виртуальной модели.

Преимуществами компьютерного моделирования перед другими видами ТСО является возможности визуализации скрытых объектов, динамического представления характера работы агрегата, узла или системы, детерминированного отображения появления и развития дефектов.

Работы по ТО АТ классифицируются по сложности (оперативное, периодическое), по системам и узлам (ТО маслосистемы, гидросистемы, планера, крыла, шасси и т.д.), а также по другим факторам (сезонное ТО, ТО при хранении, специальное и т.д.). Каждый из узлов и систем двигателя оказывает определенное влияние на безопасность полетов (БП), при этом число инцидентов по каждой группе неисправностей варьируется.

В этой связи при выборе объекта моделирования представляется целесообразным руководствоваться следующими критериями:

1. Выбранный для моделирования объект должен существенно влиять на БП.
2. Моделируемая система или узел должны включать объекты, либо протекающие процессы, лежащие вне зоны прямой видимости.
3. Компактное размещение узла (системы) на мониторе ПК.
4. Минимальное влияние на работу проектируемой модели других узлов (систем).

В соответствии с первым критерием по материалам [2-5], выберем системы и узлы, отказ которых влияет на БП, результаты анализа сведем в таблицу 1. Исключив из таблицы отказов узлы и системы, не обслуживаемые специалистом по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов с

квалификационной отметкой квалификационными отметкой «А» и «В1», классифицируем полученные результаты по относительному количеству отказов (более 2%) и представим полученные результаты на диаграмме (рис. 1).

В соответствии с критериями 2-4, проанализируем узлы и системы по удобству моделирования (компактность расположения, возможности визуализации внутренних деталей и процессов, протекающих вне зоны прямой видимости). Данные анализа сведем в таблицу 2. Как видно из таблицы 2 наибольший интерес для моделирования тренажера представляют собой следующие узлы и системы: шасси (включая тормоза, колеса и систему управления движением на земле), узлы двигателя (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина и выходное устройство) и масляная система. Система управления, кондиционирования, гидравлическая и др. не обладают необходимой компактностью, что привело бы к условности в представлении их виртуальной модели на мониторе ПК. Фонарь, окна и противопожарное оборудование не нуждаются в создании виртуальной модели, поскольку в данных узлах и системе нет существенно важных внутренних объектов, не доступных оператору, оказывающих большое влияние на БП.

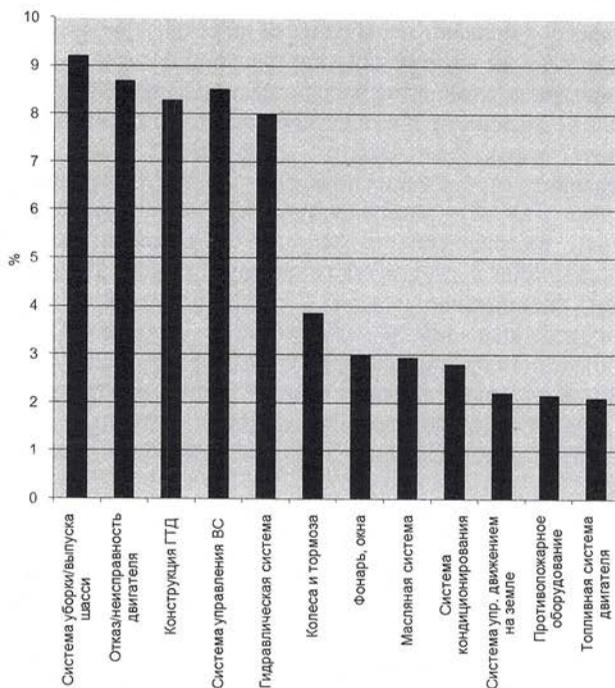


Рисунок 1. Распределение отказов по узлам и системам.

Определившись с объектом модели тренажера, необходимо сформулировать требования к самой модели, которые позволили бы обеспечить получение необходимых навыков оператору.

Компьютерные средства практической подготовки применительно к авиационному техническому персоналу должны обеспечивать:

- визуализацию выполнения работ по ТО АТ;
- визуализацию процессов, протекающих вне зоны видимости и отражающих характер работы детали, агрегата или узла;
- упрощенное (фоновое) отображение объектов, не задействованных в текущем ТО, но попадающих в зону видимости оператора;
- отработку навыков в выборе необходимых и достаточных инструментов, приспособлений и расходного материала;
- отработку навыков последовательности выполнения работ по ТО АТ с учетом выполнения подготовительных и заключительных работ;
- возможность моделирования отказов АТ, с последующим поиском объекта отказа;
- отработку навыков визуального выявления отказов и неисправностей АТ, по внешнему виду деталей, агрегатов и узлов;
- возможность интеграции модели в комплексную модель технического обслуживания.

При непосредственном создании алгоритма работы модели за основу необходимо брать:

- 1) федеральные авиационные правила;
- 2) регламент выбранного вида работ, с целью определения трудоемкости, исполнителя, контролера;
- 3) технические указания по проведению работ, для правильного выбора технологии проведения работ по ТО, инструмента и расходных материалов;
- 4) руководство по технической эксплуатации самолета и двигателя;
- 5) техническое описание данного самолета и двигателя;
- 6) паспорт агрегата (если агрегат паспортизирован), для подбора технических данных, параметров, условий работы и т.д.

Таблица 1. Распределение инцидентов из-за отказов АТ на самолетах 1-3 класса.

Наименование системы или узла	Год				Всего	%
	1999	2000	2001	2002		
Двигатель и силовая установка	187	171	188	184	730	33,56
Отказ/неисправность двигателя	-	45	70	74	189	8,69
Конструкция ГТД	80	47	30	23	180	8,28
Приборы контроля двигателя	36	23	22	18	99	4,55
Масляная система	15	16	14	19	64	2,94
Топливная система двигателя	10	12	13	11	46	2,11
ВСУ	10	9	7	7	33	1,52
Система выхлопа	9	6	13	12	40	1,84
Система отбора воздуха	7	3	5	5	23	1,06
Самовыключение двигателя	4	-	-	-	4	0,18
Система управления двигателем	3	7	4	4	18	0,83
Силовая установка	2	1	1	2	6	0,28
Система зажигания	1	2	1	2	6	0,28
Система запуска	-	-	7	7	14	0,64
Отказ нескольких двигателей	-	-	1	-	1	0,05
Системы ВС	172	178	242	275	865	39,77
Гидравлическая система	40	44	41	49	174	8,00
Система управления ВС	31	31	60	63	185	8,51
Электрическая система	14	12	11	16	53	2,44
Пилотажно-навигационное оборудование	13	19	29	33	94	4,32
Система кондиционирования	12	15	12	22	61	2,80
Радиоаппаратура опознания/ответа	10	17	31	28	86	3,95
Р/аппаратура самолетовождения	9	9	11	6	35	1,61
Противопожарное оборудование	9	10	10	18	47	2,16
Отказ/неисправность САУ	5	4	5	9	23	1,06
Связное оборудование	5	3	9	3	20	0,92
Топливная система ВС	5	6	12	11	34	1,56
Воздушные винты	4	4	1	3	12	0,55
Противообледенительная система	3	1	3	5	12	0,55
Приборное оборудование	2	-	2	2	8	0,37
Система водоснабжения и удаления отбросов	-	2	2	1	5	0,23
Бортовая ЭВМ	-	1	-	-	1	0,05
Отказ/неисправность систем ВС	-	-	1	6	7	0,32
Шасси	108	108	116	122	454	20,87
Система уборки/выпуска шасси	50	47	43	60	200	9,20
Колеса и тормоза	23	22	24	15	84	3,86
Указатели положения шасси	16	20	22	18	76	3,49
Система управления движением на земле	10	10	13	15	48	2,21
Основная опора и створки	6	7	8	7	28	1,29
Передняя опора и створки	3	2	6	7	18	0,83
Планер	20	30	33	30	113	5,20
Фюзеляж	-	1	1	2	4	0,18
Фонарь, окна	16	18	17	14	65	2,99
Двери, локи, створки	2	5	11	5	23	1,06
Гондолы двигателей, пилоны	1	3	2	5	11	0,51
Крыло	1	1	2	4	8	0,37
Оперение	-	1	-	-	1	0,05

Таблица 2. Анализ удобства моделирования узлов и систем.

Узел (система)	Кол-во отказов, %	Критерии удобства моделирования		
		Компактность	Визуализация внутренних элементов	Кол-во взаимовлияющих узлов
Система уборки/выпуска шасси	9,20	Обеспечено	Необходимо	3-4
Отказ/неисправность двигателя	8,69	Обеспечено	Необходимо	6-7
Конструкция ГТД	8,28	Обеспечено	Необходимо	6-7
Система управления ВС	8,51	Не обеспечено	Необходимо	2-3
Гидравлическая система	8,00	Не обеспечено	Необходимо	3-4
Колеса и тормоза	3,86	Обеспечено	Необходимо	3-4
Фонарь, окна	2,99	Не обеспечено	Не требуется	1-2
Масляная система	2,94	Обеспечено	Необходимо	2-3
Система кондиционирования	2,80	Не обеспечено	Необходимо	2-3
Система упр. движением на земле	2,21	Обеспечено	Необходимо	2-3
Противопожарное оборудование	2,16	Не обеспечено	Не требуется	2-3
Топливная система двигателя	2,11	Обеспечено	Необходимо	2-3

При составлении математической модели следует использовать необходимую справочную литературу, позволяющую задавать закон функционирования модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Красовский А.А. Основы теории авиационных тренажеров. – М.: Машиностроение, 1995. – 304 с.
2. Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 1999 году. М., ФСВТ России, Управление государственного надзора за безопасностью полетов, 2000.
3. Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2000 году. М., ГСГА МТ РФ, Управление государственного надзора за безопасностью полетов, 2001.
4. Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2001 году. М., ГСГА МТ РФ, Управление государственного надзора за безопасностью полетов, 2002.
5. Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2002 году. М., ГСГА МТ РФ, Управление государственного надзора за безопасностью полетов, 2003.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОССТАВЛЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Макин Ю.И., Саввина А.М.
juriimak@mail.ru, annyakutsk@mail.ru

Кафедра авиатопливообеспечения и ремонта ЛА
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Композиционный материал – конструкционный (металлический или неметаллический) материал, в котором имеются усиливающие его элементы в виде нитей, волокон или хлопьев более прочного материала. Примеры композиционных материалов: пластик, армированный борными, углеродными, стеклянными волокнами, жгутами или тканями на их основе; алюминий, армированный нитями стали, бериллия. Комбинируя объемное содержание компонентов, можно получать композиционные материалы с требуемыми значениями прочности, жаропрочности, модуля упругости, абразивной стойкости, а также создавать композиции с необходимыми магнитными, диэлектрическими, радиопоглощающими и другими специальными свойствами.

Разработанная В.П. Фроловым математическая модель технологии пайки для изготовления полипланных панелей с ортогональной решеткой, представляющая ряд математически записанных условий существования производства паянных изделий, оказалась методически удобной для моделирования процессов восстановления изделий авиационной техники.

В статье предложены элементы общей математической модели проектирования процесса восстановления конструкций из композиционных материалов.

Учитывая особенности изделий из композиционных материалов, предложено основное «конструктивное условие». Оно описывает математические параметры конструкций, такие, как соотношение длины и диаметра отверстия, резьбовые параметры, толщины стенок фасонных деталей и бобышек и другие [1, 2].

«Условие прочности» математически описывает основные соотношения конструктивных элементов, применяемых при ремонте дефектных участков летательного аппарата с учетом анизотропии прочностных и упругих свойств, малую прочность при межслойном сдвиге и срезе [2].

«Динамический критерий» используется для варьирования конструктивных элементов, восстанавливающих поврежденные участки. Он может применяться для расчета усиливающих однослойных конструкций в трехслойных оболочках или в других вариантах при обеспечении соответствующего осевого момента инерции листовой оболочки и момента инерции листовой оболочки и момента сопротивления листа при поперечном изгибе конструкции [3, 4].

«Условие устойчивости» дает необходимые расчетные соотношения по предотвращению выпучивания участков трехслойных оболочек при эксплуатационных напряжениях сжатия и сдвига [3, 5, 6].

Структура математической модели, представляющая из себя ряд последовательных условий возможности осуществления ремонта конструкций из композиционных материалов, позволяет добавлять неограниченное количество критериальных соотношений, использовать как детерминированные, так и стохастические модели по мере накопления объективных данных по технологии ремонта [4-7].

КОНСТРУКТИВНЫЕ УСЛОВИЯ

Длина отверстий l (сквозных и глухих) не должна превышать трех-пяти диаметров отверстия $d: l \leq (3 \dots 5)d$; при этом $d_{\min} = (0,8 \dots 1,0)$ мм.

Диаметр стенок бобышек под отверстия: $D \geq (2,5 \dots 2,6)d$.

Если в отверстиях предусмотрена резьба, длина нарезанного отверстия: $h \geq (2,5 \dots 3,0)d$.

Способы изготовления деталей из композиционных материалов не позволяют получать достаточно стабильную толщину стенок. Это может привести к неравномерности заполнения формы и неодновременному отверждению участков детали и, как следствие, к получению неодинаковой структуры и физико-химических свойств. Поэтому разнотолщинность двух произвольных участков конструкции $\delta_i > \delta_j$ должна быть: $\delta_i / \delta_j < 3$.

Средняя толщина стенок фасонных деталей δ_{cp} определяется условием:

$$\delta_{cp} = (0,25 \div 0,5) \sqrt{L},$$

здесь L – максимальный габаритный размер детали, мм. Прочностное и жесткостное подкрепление деталей ребрением характеризуется правилами:

Толщина ребра: $\delta_p = (0,6 - 0,8) \delta_{cp}$;

Для мелких деталей: $\delta_p \leq (3 \dots 5) \delta_{cp}$;

Высота ребра: $H \leq (3 \dots 5) \delta_{cp}$.

Радиус сопряжения ребра со стенкой детали: $R = 0,5\delta_p$. Радиус закругления верхушки ребра рассчитывается по этой же формуле. Наружные и внутренние переходы, углы изделий должны быть выполнены с галтелями минимального радиуса 2...3 мм. При необходимости армирования композиционных конструкций, толщина пластмассы бобышки:

$$\Delta\sigma = 2 \sqrt{DA},$$

где DA – диаметр арматуры в мм.

УСЛОВИЕ ПРОЧНОСТИ

Как известно, обладая рядом преимуществ, использование клеевых соединений при ремонте стеклопластиковых композиционных конструкций ограничено неравномерным распределением напряжений среза по площади склейки и неравномерного отрыва. Вследствие этого, анализ методов соединения трехслойных панелей с наполнителем в виде сот или гофра показывает, что для неразъемных соединений и передачи сосредоточенных сил целесообразно использование методов клепки. Клеевое соединение имеет преимущество в швах большой протяженности.

В качестве критерия условия прочности служит коэффициент прочности шва: $\varphi = P/P_0$, то есть отношение нагрузки, разрушающей соединение, к нагрузке, разрушающей лист по целому сечению. Соединение равнопрочно или имеет запас прочности при $\gamma \geq 1$.

Алгоритм критериального расчета следующий:

Разрушение по листу:

От растяжения по ослабленному сечению:

$$P_f = \frac{1}{K_a \sigma_{B_a} (t-d)\delta}, \quad (1)$$

где σ_{B_a} – предел прочности стеклопластика в заданном направлении под углом к ориентации волокон; K_a – эффективный коэффициент концентрации напряжений; t , d , δ – соответственно расстояние между отверстиями под заклепки, диаметр отверстия, толщина листа.

Разрушение от смятия:

$$P_{см} = \alpha \delta \sigma_{смя}, \quad (2)$$

где $\sigma_{смя}$ – предел прочности стеклопластика на смятие в заданном направлении α .

Разрушение от среза листа:

$$P_{срл} = 2\tau_{срл}(C-d/2)\delta, \quad (3)$$

где $\tau_{срл}$ – предел прочности стеклопластика при срезе в заданном направлении, C – расстояние от стыка до заклепочного шва.

Разрушение от среза силовых точек:

а) для односрезного соединения

$$P_{ср} = \frac{\pi d^2}{4\tau_{срл}}, \quad (4)$$

где $\tau_{срл}$ – предел прочности силовой точки (заклепки) на срез.

б) для двухсрезного соединения

$$P_{cp} = \frac{\pi d^2}{2\tau_{cp\alpha}}. \quad (5)$$

Приравнявая по условию равнопрочности выражения (1), (2), (3) и (4) или (5), то есть: $P = P_{cp} = P_{cm} = P_{cp}$, получаем систему уравнений для расчета всех основных параметров соединения.

При разрушении по ослабленному сечению:

$$\varphi_p = 1 - \frac{d/t}{K_\alpha}. \quad (6)$$

При разрушении от смятия:

$$\varphi_{cm} = (\delta_{cm\alpha} / \delta_{B\alpha}) \lambda. \quad (7)$$

При разрушении от среза листа:

$$\varphi_{cp,l} = (2C/t - \lambda) \tau_{cp,l} / \delta_{B\alpha}. \quad (8)$$

При разрушении от среза силовых точек:

$$\varphi_{cp,z} = \frac{\pi \tau_{cp,z} \lambda d}{4 \delta_{B\alpha} \delta}. \quad (9)$$

Условие прочности U в развернутом виде можно записать:

$$\varphi_{cp,z} \geq \varphi_{cp,l} \geq \varphi_{cm} \geq \varphi_p \geq 1.$$

Для многорядных швов это условие остается в силе, но критерии (6) ... (9) будут следующими: U_p соответствует формуле (6)

$$\varphi_{cm} = i \frac{\delta_{cm,\alpha}}{\delta_{B\alpha}} \lambda,$$

$$\tau_{cp,l} = i \frac{\pi \tau_{cp,l}}{4 \delta_{B\alpha}} \lambda \frac{d}{\delta},$$

$$\tau_{cp,z} = i \frac{\tau_{cp,z}}{\delta_{B\alpha}} (2C/t - \lambda),$$

где i – количество рядов в соединении.

Поскольку выбор оптимального отношения шага между заклепками к диаметру производится по условию

$$\frac{t}{d} = 1 + i \frac{\delta_{cm\alpha}}{\delta_{B\alpha}} K_\alpha,$$

максимальное значение коэффициента прочности шва будет

$$\varphi = \frac{1}{K_a + 1/i\delta B_a / \delta}$$

ДИНАМИЧЕСКИЙ КРИТЕРИЙ

Определяющим фактором критического напряжения общей потери устойчивости и поперечной жесткости конструкции ЛА из композиционного материала является высокий осевой момент инерции.

Если обозначить: δ – толщина конструкционного материала трехслойной конструкции; h – толщина наполнителя (собственным моментом инерции которого можно пренебречь); δ_1 – толщина ремонтной вставки из того же конструкционного материала; I_1 и I_2 – соответственно осевые моменты инерции участка вставки и поврежденного участка конструкции шиной l .

Динамическим критерием будет являться: $I_1 \geq I_2$. Подставляя значения, получим

$$\frac{I\delta_1}{I_2} \geq \frac{I}{I_2} [(h + 2*\delta)^3 - h].$$

Решение неравенства относительно δ_1 дает

$$\delta_1 \geq \sqrt[3]{B\delta^3 + 6h^2\delta + 12h\delta^2}. \quad (10)$$

В частности, (10) указывает на целесообразность ремонта посредством многослойных конструкций.

УСЛОВИЕ УСТОЙЧИВОСТИ

Вставка, заменяющая поврежденный участок, должна обладать таким же или большим сопротивлением потери устойчивости.

Если W_1 – момент сопротивления листа толщиной δ , W_2 – двух листов толщиной $\delta/2$, разнесенный на расстояние h , то

$$\frac{W_1}{W_2} = \frac{1 + 3h/\delta + 3(h/\delta)^2}{1 + h/\delta}. \quad (11)$$

Критерии (10) и (11) могут быть развиты и дополнены при решении конкретных практических задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. Орлов П.И. Основы конструирования. Кн. 3. – М.: Машиностроение, 1977. – С. 229-255.

2. Догматырский Б.А., Сироткин О.С., Ярковец А.И. Болтовые и заклепочные соединения конструкций из стеклопластиков. – М.: МАИ, 1972. – 99 с.
3. Гиммельфарб А.Л. Основы конструирования в самолетостроении. – Л.: Техническая книга, 1980. – С. 221-225.
4. Воробей В.В. Технология производства конструкций из композиционных материалов. – М.: МАИ, 1996. – 166 с.
5. Попов Ю.И., Резниченко В.И. Проектирование и изготовление узлов и деталей планера самолета из композиционных материалов. – М.: МАИ, 1994. – 68 с.
6. Захаров В.А. Конструирование узлов и деталей из композиционных материалов. – М.: МАИ, 1992. – 62 с.
7. Кестельман В.Н., Листова Н.В. Детали машин из композиционных и полимерных материалов. – М.: МАИ, 1991. – 40 с.

ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ ЖЕСТКОСТИ КРЫЛА В ПРОЦЕССЕ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Устинов В.В.

ustinov_1956@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Кашковский В.В.

kachkovskii@mail.ru

Кафедра информационных систем
Иркутский государственный университет путей сообщения
(г. Иркутск)

Показана возможность отслеживания изменения жесткости крыла в процессе эксплуатации летательного аппарата. Для достижения поставленной цели с помощью штатного оборудования самолета в полете измеряется первый тон крыла.

В 50-е годы XX столетия гражданская авиация вступила в эру реактивных самолетов. Переход на новые двигатели позволил в несколько раз увеличить скорость и дальность полета гражданских самолетов, стал обыденным полет в стратосфере. В свою очередь полет в стратосфере потребовал радикального изменения всей конструкции: значительно выросли габариты и взлетный вес самолетов, обязательным требованием стал наддув герметичной кабины

летчиков и пассажирского салона, уменьшилась относительная толщина крыльев. Новые конструктивные решения были еще одним прогрессивным шагом в неведомое, однако оборотной медалью борьбы за новые рубежи стали непредсказуемые аварии и катастрофы. Из них в начале 50-х годов наиболее громкими были авиакатастрофы самолетов «Комета-1» (de Havilland DH.106 Comet) английской фирмы «Де Хевилленд». «Комета-1» была принята в коммерческую эксплуатацию в мае 1952 года, но уже 2 мая 1953 года в Калькутте «Комета-1» развалилась после взлета. Среди причин катастрофы индийская комиссия не исключала и усталостное разрушение планера. Но этой версии тогда не уделили должного внимания. В 1954 году буквально одна за другой (10 января и 8 апреля) две «Кометы» разбились при схожих обстоятельствах: самолеты обслуживали один и тот же маршрут и развалились в воздухе на высоте 8-9 тыс. метров, в 50 километрах от римского аэропорта Кампино. Гибель машин была внезапна: ни один пилот не успел сообщить на землю о каких-либо неисправностях, возникших на борту. К этому времени разбившиеся машины успели налетать всего по 3 681 и 2 704 часов, соответственно.

18 мая 1972 года произошла катастрофа Ан-10А рейса 1491 авиакомпании Аэрофлот, совершавшего рейс Внуково – Харьков. Полёт проходил при благоприятных метеоусловиях. В 11:44 на подлёте к аэропорту Харькова экипаж подтвердил диспетчеру полученное указание на снижение до высоты 1500 м в район 3-го разворота, посадочный курс 263°, и это был последний сеанс связи с самолётом. В 11:53 метка самолёта исчезла с экрана радара. Во время снижения с высоты 4500 до 1500 м на высоте 1700 м началось разрушение самолёта. Обломки самолёта были обнаружены в 20 км от аэродрома, в районе между с. Борщевая и с. Русская Лозовая Дергачёвского района Харьковской области.

Самолёт Ан-10А бортовой номер СССР-11215, заводской номер 0402502 был выпущен Воронежским авиационным заводом 3 февраля 1961 года. К моменту происшествия налетал 15 435 часов, совершил 11 106 посадок, прошел три заводских ремонта – последний 2 февраля 1971 г. на заводе №412 гражданской авиации. После ремонта налетал 2291 час, выполнил 1516 посадок. Самолёт имел общетехнический ресурс 20 000 часов налёта, 12 000 посадок

Перед этим схожая катастрофа с Ан-10 произошла 31 марта 1971 г., когда под Ворошиловградом (ныне Луганск) разбился борт СССР-11145. Причину катастрофы тогда так и не нашли, все списали на взрыв паров топлива в крыльевых баках. После этой катастрофы весь парк Ан-10 спокойно летал еще 13 месяцев.

Правительственной комиссией по расследованию причин катастрофы Ан-10 18 мая 1972 года было установлено, что причиной обеих катастроф (под Ворошиловградом и Харьковом) стало разрушение центроплана крыла в

воздухе из-за разрыва нижней панели центроплана, вызванного усталостными трещинами стрингеров и обшивки.

Катастрофа Ан-10 18 мая 1972 года послужила хорошим уроком. За 3 последующих года в отечественной науке по усталостной прочности было сделано в десятки раз больше, чем за весь предыдущий период. Например, в советских ОКБ были созданы подразделения по расчету усталостной прочности и неразрушающим методам контроля состояния конструкции. В ЦАГИ и в ОКБ Антонова прошли испытания панелей разных типов, рост трещин на них был всесторонне исследован, выработаны рекомендации по улучшению их конструкции. Около 20 крыльев, снятых со списанных Ан-10, в лабораториях ЦАГИ и ВИАМ подвергли всевозможным испытаниям. Кроме того, два Ан-10А (сер. №№ 25-01, 26-05, борта СССР-11214 и СССР-11224) были полностью разобраны в Киеве. В результате обнаружили новые места потенциальных разрушений, и в конструкцию Ан-12 были внесены необходимые изменения. Улучшения внесли также в конструкцию Ан-24 и Ан-26. По этим и другим самолетам полностью переработали технологию смотровых работ, в эксплуатирующих организациях появились альбомы мест осмотра и технологические карты неразрушающего контроля.

Самый главный урок, который отечественная авиационная наука извлекла из трагической судьбы антоновской «десятки», заключается в осознании того, что безопасность эксплуатации самолетов по условиям усталостной прочности требует реализации новых подходов, в первую очередь, уже применяемого за рубежом принципа создания безопасно повреждаемых конструкций. Необходимо также, чтобы возможные места появления усталостных повреждений были бы доступны для осмотра, а сами трещины могли быть своевременно обнаружены в ходе регламентных работ. В 1976 г. требования живучести были внесены в основные отечественные нормативные документы, регламентирующие создание авиационной техники [1].

Для исключения в дальнейшем подобных случаев были разработаны новые легкие сплавы, широко внедряются композитные материалы. Так, например, в самолете-гиганте А-380 фюзеляж делается из композиционного материала, который по структуре напоминает популярное пирожное «наполеон»: листы алюминиевого сплава, а между ними стеклянная сетка. Если вдруг появляется трещина, то она, преодолев один лист алюминия, останавливается на сетке. Нужно достаточно много времени, чтобы трещина смогла развиваться дальше.

Тем не менее, нельзя признать, что принятые меры достаточны для предотвращения подобных случаев в дальнейшем. В качестве примера можно привести авиарейс самолёта Boeing 737-200 авиакомпании «Алоха Эрлайнз» из аэропорта Хило в аэропорт Гонолулу 28 апреля 1988 года. Проблема оказалась в коррозии, плохой эпоксидной связке частей фюзеляжа, усталости заклёпок и повреждении металла фюзеляжа из-за многих циклов взлёта-посадки. Дело в том, данный самолёт совершал только короткие рейсы.

Следует добавить, что дополнительную неопределенность в скорость усталостного износа конструкции планера любого типа летательного аппарата вносит эксплуатация в тропических условиях при повышенной температуре и влажности.

Известно, что для самолета конкретного типа при постоянном значении длины крыла l_k частота первого тона Ω_{u1} пропорциональна жесткости крыла на изгиб

$$EI = k\Omega_{u1}^2, \quad (1)$$

где E – модуль упругости материала, принятого за основной (например, дюралюминий); I – момент инерции редуцированного сечения крыла относительно нейтральной оси z ; EI – жесткость на изгиб; $k = \frac{m_{ла}(M_k)l_k^4}{12,46}$ – коэффициент пропорциональности; $m_{ла}(M_k)$ – условная погонная масса, определяемая конструкцией крыла данного типа летательного аппарата и функционально зависящая от массы топлива в крыльевых баках M_k .

Для измерения частоты собственных колебаний крыла Ω_{u1} на концах левого и правого крыла предлагается установить два акселерометра [2] (рис. 1).

В полете показания акселерометров записываются цифровым регистратором с частотой 50-100 Гц. На земле методом дискретного преобразования Фурье строятся спектры сигналов крыльевых акселерометров, и определяется Ω_{u1} левого и правого крыла. Отклонение Ω_{u1} от расчетного (1) на новом самолете говорит о заводском браке при изготовлении крыла. Уменьшение Ω_{u1} в процессе эксплуатации, в свою очередь, говорит о том, что начались усталостные разрушения крыла.

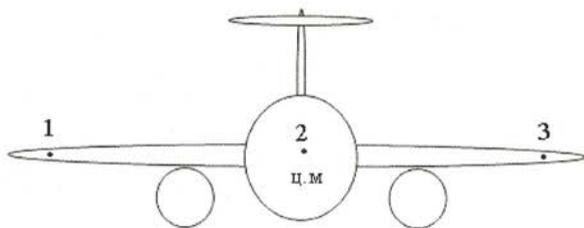


Рисунок 1. Размещение акселерометров на борту самолета: 1 – акселерометр на конце левого крыла; 2 – штатный акселерометр, расположенный в центре масс самолета; 3 – акселерометр на конце правого крыла.

Оценка жесткости крыла на изгиб по выражению (1) в процессе летной эксплуатации позволяет своевременно выявлять признаки усталостных разрушений крыла и перейти к эксплуатации планера по состоянию.

Следует отметить приближенность аналитических вычислений частоты $\Omega_{и1}$ по выражению (1), вызванных, в свою очередь, приближенностью аналитического описания функции $m_{ла}(M_K)$. Это можно проиллюстрировать на примере Иркутского Академического моста, мониторинг жесткости которого также является актуальной практической задачей. Моделированием с помощью конечноэлементного программного обеспечения фирмы «MIDAS/Civil» для Академического моста при схеме 6 пролетов 84+4x105+84 м было получено, что период колебаний первой формы моста (в авиации этот термин соответствует первому тону крыла) равен примерно 1с. Таким образом, погрешность аналитического метода составила более 250%.

Конструкция крыла современного авиалайнера сложнее конструкции моста, кроме того если условную погонную массу моста с учетом примерно постоянного транспортного потока можно считать неизменной во времени, то условная погонная масса крыла в явном виде зависит от массы топлива в крыльевых баках и этой зависимостью пренебречь невозможно.

Таким образом, несмотря на очевидность технического решения [2], его практическая реализация требует дополнительных исследований взаимосвязи функции $m_{ла}(M_K)$ конкретного типа самолета с частотой $\Omega_{и1}$. Для исследования данной взаимосвязи предлагается использовать стенд, схема которого показана на рис. 2.

Стенд предполагает установку на конец крыла акселерометра, подключенного к системе регистрации. Под действием динамических возмущающих воздействий на крыло оно подвергается изгибным колебаниям. Колебания крыла фиксируются акселерометром и с помощью регистрирующей аппаратуры передаются на ЭВМ для обработки.

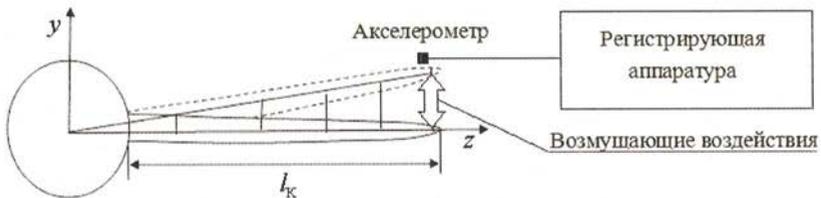


Рисунок 2. Стенд для исследования взаимосвязи функции $m_{ла}(M_K)$.

Для выполнения исследований по оценке частоты Ω_{u1} необходимо решить ряд практических и теоретических задач:

- 1) выбрать характер возмущающих воздействий и метод их практической реализации;
- 2) оценить влияние погрешности акселерометра на измерение частоты Ω_{u1} ;
- 3) оценить влияние $m_{ла}(M_k)$ на частоту Ω_{u1} и др.

Хотя исследования по данной тематике предполагается продолжить, уже сейчас на основании предварительных исследований очевидно, что методика прогнозирования прочностных свойств крыла самолета доказала свою эффективность и возможность практической реализации в авиации.

Применение предлагаемой методики позволит перейти от эксплуатации планера летательного аппарата по ресурсу к эксплуатации до предотказового состояния и повысить безопасность полетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационная энциклопедия «Уголок неба». Ан-10. – <http://www.airwar.ru/enc/craft/an10.html>.
2. Кашковский В.В., Устинов В.В., Полуэктов С.П., Желтухин С.Н. Система контроля прочностных свойств крыла ЛА. Патент № 2348916 Российская Федерация, опубликовано 10.03.2009г.; заявитель и патентообладатель – Иркутский военный авиационный инженерный институт, 2009 г.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Нацубидзе С.А.
nacubidze07@rambler.ru

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) открывает широкие возможности для совершенствования и разработки конструкций планера воздушных судов (ВС), а так же для разработки технологических процессов ремонта и производства. Совершенствование методов расчета и проектирования ПКМ позволило выполнять средне- и высоконагруженные композиционные конструкции. Опыт

эксплуатации ВС, имеющих агрегаты планера, выполненные из ПКМ, говорит о том, что эти материалы имеют высокую чувствительность к ударным повреждениям, которые обусловлены разрушением их структуры. Восстановление высоконагруженных конструкций потребовало разработки новых способов ремонта с использованием соединений – клеболтовых, клеезаклепочных, а также с использованием заклепок из ПКМ и крепежных элементов малого диаметра.

1. КОМПОЗИТЫ, КАК КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

В настоящее время перспективы прогресса в технике в целом, и в авиации в частности, связываются с разработкой и широким применением композиционных материалов (КМ) (рис. 1) [1].

КМ обладают комплексом свойств и особенностей, значительно отличающихся от традиционных конструкционных материалов (металлических сплавов), которые позволяют решить три основные задачи:

- снижение эксплуатационных расходов;
- улучшение летно-технических характеристик;
- улучшение эксплуатационных свойств.

Это открывает широкие возможности, как для совершенствования существующих конструкций, так и для разработки новых конструкций и технологических процессов. Решение этих задач позволяет значительно улучшить такие параметры, как весовая эффективность, надежность, технологичность, ремонтпригодность, экономичность и т.д., а для военных ВС – энерговооруженность, дальность и продолжительность полета, меньшую радиозаметность, боевую эффективность.

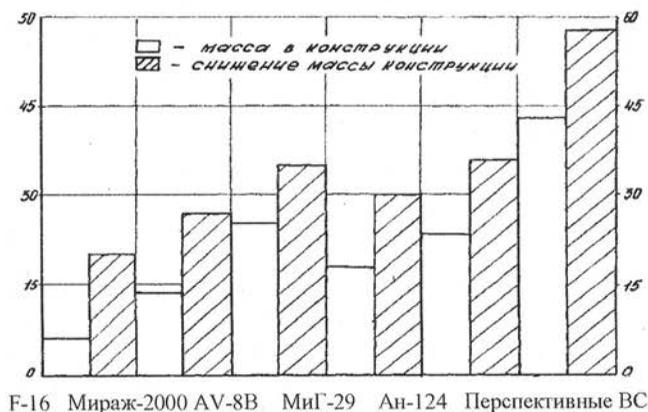


Рисунок 1. Применение КМ в конструкциях современных ВС.

Так, их применение в конструкциях авиационной техники позволяет [2]:

- увеличить срок эксплуатации ВС до 25...30 тыс.ч;
- повысить межремонтный ресурс до 10...12 лет;
- снижение массы конструкции на 25...35%.

К особенностям КМ относятся:

- искусственное (синтетическое) происхождение;
- сочетание нескольких химически разнородных веществ с четкой границей фазового раздела между ними;
- компоненты образуют объемное сочетание;
- приобретение новых свойств, отличающихся от свойств компонентов композиции.

КМ представляют собой систему, состоящую из высокопрочного армирующего компонента (компонентов) – наполнителя и эластичного компонента (компонентов) – связующего или матрицы. Задача наполнителя – воспринять внешнюю нагрузку, а назначение матрицы – распределить нагрузку, включить в работу наполнитель и защитить его от повреждений.

Первые, в современном понимании КМ, – стеклопластики, появились в 40-х годах и применялись в обтекателях антенн и не силовых узлах машин. Развитие КМ привело к формированию трех классов этих материалов [3]:

1. КМ с полимерной матрицей, с наполнителями из стеклянных, углеродных, борных, органических и базальтовых волокон;
2. КМ на металлической основе, с наполнителями в виде углеродных борных волокон, стальной бериллиевой и титановой проволокой, окислов алюминия и карбида кремния;
3. КМ на керамической основе: карбидах, боридах, нитридах, интерметаллидах, армированных волокнами карбида кремния, окиси Al, углерода и другие, (прочность и стабильность до 3800°С).

Наиболее распространенными (до 80 % объема применения) являются полимерные композиционные материалы (ПКМ), которые делятся на:

- наполненные дискретными частицами (отрезками волокон или чешуйками, например слюды);
- волокнистые (армированные непрерывными волокнами, лентами и тканями);
- газонаполненные (пенополимеры);
- полимер-полимерные.

Ведущее положение при создании современной авиационной техники занимают волокнистые ПКМ, обеспечивая широкую гамму механических свойств от среднего уровня при использовании недорогих наполнителей, таких как стеклянные волокна и ткани, до рекордных статической и динамической прочности ($E_s = 3000$ МПа и $E = 1000$ ГПа) при использовании достаточно дорогих органических и углеродных волокон [4].

Очень перспективно применение гибридных ПКМ, создаваемых при комбинировании в одной конструкции разных видов волокон. Это улучшает экономические показатели и позволяет добиться желательной неравномерности прочностных свойств, сосредотачивая наиболее стойкие компоненты в местах наивысших напряжений.

В качестве матрицы наибольшее распространение получили термореактивные смолы (эпоксидные, полиэфирные, фенольные),

К достоинствам можно отнести:

- высокую термостойкость;
- климатостойкость;
- технологичность изготовления деталей.

К недостаткам относят:

- недостаточную ударную вязкость и водостойкость.

Поэтому все большее распространение получают термопластичные связующие (полиамиды, поликарбонаты и т.д.).

Дальнейший прогресс, в применении ПКМ связан с разработкой нового класса слоисто-волоконистых анизотропных полимерных материалов – адаптирующихся композитных материалов (АКМ).

АКМ обладают анизотропией, созданной нетрадиционной укладкой монослоев. Ось анизотропии монослоев имеет некоторый угол с линией действия нагрузки в плоскости конструкции. Что, в конечном счете, приводит к перераспределению действующих на конструкцию нагрузок и в целом их снижению. Как следствие снижение массы.

2. ПРОИЗВОДСТВО КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ

Композиционные материалы не существуют вне конструкции. Композиты создаются одновременно с реальными конструктивными формами и их свойства определяются особенностями конкретных изделий и технологией их изготовления. Иначе говоря, необходимо создавать конструкции под КМ, а не приспособлять конструкции, ранее созданные для металлов.

Существуют следующие технологические процессы изготовления конструкций из ПКМ:

1. Контактным способом.

Раскроенный по шаблонам пропитанный наполнитель (ленту, ткань) укладывают на позитивную или негативную форму. Каждый слой (ориентированный под нужным углом) прикатывают роликом. Таким образом, изготавливают не силовые агрегаты конструкции планера ВС, электро- и радиотехнические детали.

2. Прессование.

Производят в жестких пресс-формах на гидравлических прессах или стяжными болтами. Их отличают высокие гладкость и физико-механические

свойства. Таким образом, изготавливают лопасти компрессоров и турбин, пропеллеры и лопасти, детали крыльчатых насосов.

3. Вакуумное и автоклавное формование.

Усилие формования создается разряжением или сжатым газом. Достоинства методов – простота и дешевизна. Вакуум создается в пределах 0,06...0,09МПа, давление в автоклаве 0,5...1МПа [5]. Таким образом, изготавливают панели и крупногабаритные детали и агрегаты ВС сложной формы.

4. Пултрузия.

Это процесс изготовления методом протяжки профильных, трубчатых или прутковых заготовок из ПКМ через формирующую матрицу и калибрующую фильеру с одновременным нагревом. Таким образом, изготавливают стрингеры, стержни, балки.

5. Намотка.

Это процесс автоматической укладки ПКМ (нитей, жгутов, лент, тканей) на вращающиеся формы или оправки по заданным траекториям. Таким образом, изготавливают лонжероны, воздухозаборники и капоты двигателей, баллоны, сосуды, шары, коробчатые сечения.

Стоимость ПКМ зависит от результирующих свойств и типа армирования, для углеродных волокон от 18 до 1400\$ за фунт. Стоимость стекловолокон относительно невысока – 25...30 руб/кг в ценах 1990г [4].

Производство углеродных волокон (15...25 тыс. тонн в мире) занимает по объему производства 1% среди армирующих волокон, а по стоимости на них приходится 25% всех расходов.

3. ПРИМЕНЕНИЕ КМ В КОНСТРУКЦИЯХ ВС

На первом этапе КМ использовались в качестве несилowych, второстепенных элементов конструкции ВС, таких как перегородки, панели, законцовки агрегатов.

Совершенствование методов расчета и проектирования позволило выполнять средне- и высоконагруженные композиционные конструкции, такие как подкрепленные и неподкрепленные панели крыла, фюзеляжа и киля, стрингеры и несилowe шпангоуты, гондолы двигателей, воздухозаборники, тормозные диски, несущие лопасти вертолетов. Разработаны и испытаны в композитном исполнении такие ответственные элементы конструкции, как лонжероны крыла.

В несущих конструкциях ВС широко используются трехслойные ПКМ с металлическими и стеклопластиковыми сотами, бумажными и пенопластовыми наполнителями. Трехслойные ПКМ, вследствие высокой жесткости позволяют полностью или в значительной степени отказаться от применения подкрепляющего набора в виде стрингеров.

Высокие удельные характеристики КМ – удельная прочность и удельная жесткость, определили превосходство по этим параметрам по сравнению со сталью в 4 раза, Al сплавами – в 3,5...4 раза, с Ti сплавами – в 2,5...3 раза. Это привело к значительному снижению массы конструкций из ПКМ по сравнению с традиционными материалами – до 20...35%, а в отдельных случаях – до 50%. Такие преимущества ПКМ привели к широкому их использованию в самолетах и вертолетах зарубежных фирм и на отечественных ВС [6].

Необходимо отметить, что тяжелые ВС, такие как С-5А, Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрия» и другие, не смогли бы подняться в воздух без широкого использования в конструкции ПКМ, а В-787 благодаря примененным композитам стал самым грузоподъемным, экономичным и рекордным по дальности полета пассажирским самолетом в мире.

Существуют примеры ВС, в основном, легких беспилотных, конструкция планера которых на 100% выполнена из ПКМ, монолитных и трехслойных.

Примером комплексного конструкторско-технологического подхода к разработке конструкций из ПКМ стал истребитель «Беркут» ОКБ «Сухого». На этом самолете, практически реализована возможность достижения высоких массовых и аэродинамических характеристик при использовании АКМ марки АКМ-1У в крыле обратной стреловидности. Здесь были изготовлены лонжероны и панели кессона крыла, длиной 702мм и толщиной около 20мм (104 слоя). Полученный модуль упругости ($E = 110$ ГПа) и способность адаптации обеспечили постоянство углов атаки при различных маневрах.

Расчеты показывают, что например для вертолетов, применение сотовых хвостовых балок позволяет получить выигрыш в массе порядка 10...20% (начиная с взлетной массы в 10000кг), причем эта эффективность с увеличением массы ВС возрастает.

Производство фюзеляжа ВС из ПКМ обходится дешевле, чем из алюминиевых сплавов. Это объясняется тем, что значительно уменьшается количество необходимых конструктивных частей, особенно крепежных изделий, а также предоставляется возможность объединять отдельные конструктивные части в монолитные сборочные единицы.

Очень важным направлением является использованием композитов при изготовлении лопаток компрессоров и турбин, а также других элементов ГТД. И хотя пока здесь достижения не столь значительны, однако ведущие фирмы мира интенсивно проводят научные и экспериментальные разработки по этому вопросу.

Важное значение для дальнейшего развития перспективного материаловедения приобрело направление под названием «наноматериалы». Применительно к ПКМ это выражается в создании нановолокон на основе углерода в виде трубок (многослойных и однослойных)

4. РЕМОНТ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КМ

Однако, несмотря на несомненные преимущества материалов данного класса, применение ПКМ поставило перед эксплуатирующими организациями ряд ранее не встречавшихся проблем. В силу своей сложности и использования разнородных компонентов, этот класс материалов характеризуется сильной гетерогенностью, пористостью, заметной зависимостью свойств от поверхностных процессов на границе «наполнитель-полимер». Кроме того, ПКМ обладают сравнительно низкой ударной вязкостью по сравнению с металлом.

Опыт эксплуатации ВС, имеющих агрегаты планера, выполненные из ПКМ, говорит о том, что эти материалы имеют высокую чувствительность к ударным повреждениям, которые обусловлены разрушением их структуры. В результате чего значительно ухудшаются их прочные характеристики.

Особенностью эксплуатационных повреждений ПКМ является наличие зоны подповерхностных сколов и расслоений, которая обязательно должна определяться методами неразрушающего контроля.

Способы ремонта слабо- и средненагруженных конструкций достаточно хорошо разработаны. Для ремонта таких конструкций широко применяются клеевые соединения внахлест, впотай и на «ус» (рис. 2 поз. 1,2,4).

Восстановление высоконагруженных конструкций до уровня 90...95% от уровня исходной прочности потребовало разработки новых способов ремонта с использованием соединений – клееболтовых, клеезаклепочных, а также с использованием заклепок из ПКМ и крепежных элементов малого диаметра (рис. 2 поз. 3,5). Результаты проведенных экспериментальных исследований прочностных характеристик ремонтных соединений подтвердили высокие прочностные характеристики этих соединений (рис. 3) [6].

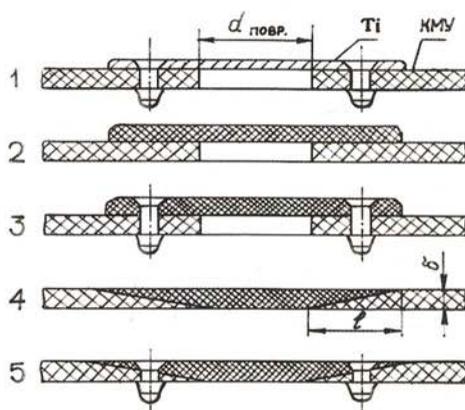


Рисунок 2. Способы выполнения ремонтных соединений

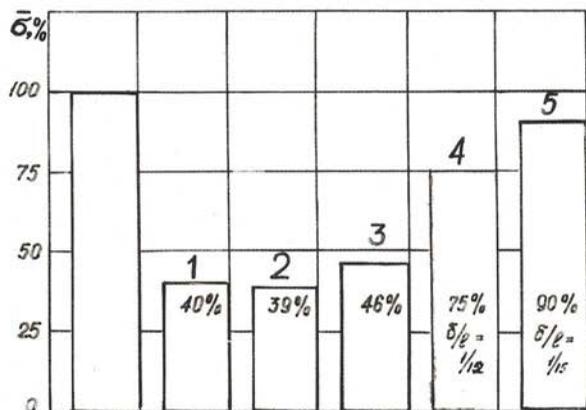


Рисунок 3. Результаты экспериментальных исследований прочностных характеристик ремонтных соединений.

Из всего изложенного следует, что полную отдачу от применения новых полимерных композиционных материалов в конструкциях современных ВС можно получить тогда, когда вопросы надежности и ремонтпригодности этих материалов будут рассматриваться равнозначно с вопросами их прочности, технологичности и снижения общей массы ВС. В противном случае преимущества, связанные с прочностными и массовыми характеристиками ПКМ, могут быть сведены к нулю, если не будут разработаны методы их восстановления после получения эксплуатационных повреждений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Механика композитных материалов. Рига «Зинате». 1988, № 5.
2. Нацубидзе С.А. Современные методы ремонта конструкций планера ЛА, выполненных из ПКМ. Материалы НТК Иркутское ВВАИУ, Иркутск, 1996.
3. Нацубидзе С.А. Разработка новых перспективных способов восстановления авиационных конструкций из ПКМ. Отчет о НИР шифр «Ореол-2002», Иркутск, ИВАИИ, 2003.
4. Нацубидзе С.А. Методика ремонта агрегатов конструкции военных летательных аппаратов, выполненных из композиционных материалов с использованием клееклепанных соединений. // Дисс. канд. техн. наук – Иркутск: ИВВАИУ, 1994.
5. Исследование вертолетов и композиционных материалов по программе АСАР // Авиастроение № 24 – Москва: Воениздат, 1985.

6. «Исследования характеристик боевой повреждаемости и восстанавливаемости агрегатов планера выполненных из композиционных материалов». Отчет по НИР с предприятием АНПК «МИГ», ИВВАИУ, 1988г.

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ОПЫТА
ЭКСПЛУАТАЦИИ ИНТЕГРИРОВАННЫХ КОМПЛЕКСОВ БОРТОВОГО
ОБОРУДОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

Кивокурцев А.Л.
kivokurtsev_al@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Рассматриваются основные характеристики эффективности технической эксплуатации для некоторых отечественных и зарубежных самолетов. Анализируется эксплуатационная надежность интегрированных комплексов бортового оборудования (ИКБО) самолетов семейства Ту-204. Выделяется ряд систем с низким уровнем надежности, даются рекомендации по особенностям изучения и дальнейшей эксплуатации бортовых систем.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время на международных и внутренних воздушных трассах используются самолеты Ту-204-100, Ту-204-300, Ил-96-300, растет использование авиакомпаниями страны самолетов иностранного производства – А-310, А-320, В-757, В-767 и др. Комплекс бортового оборудования современного самолета представляет собой высоко интегрированную и сложную информационно-управляющую систему с многоуровневой организацией информационного обмена и вычислительного процесса, обусловленной как функциональными требованиями к оборудованию самолета, так и требованиями по его надежности и безотказности функционирования.

По данным ИКАО около 20-30% всех авиационных происшествий происходит из-за отказов авиационной техники, до 14% авиационных происшествий являются следствием низкого качества технического обслуживания авиационной техники, т.е. происходят по вине инженерно-технического состава авиационных предприятий. Поэтому использование в учебном процессе опыта эксплуатации авиационной техники является очень актуальным [1].

Учитывая опыт эксплуатации авиационной техники в российских авиакомпаниях, необходимо отметить важность подготовки специалистов инженерно-авиационной службы (выпускников вузов) по эксплуатации и ремонту авиационной техники. В этой связи акцентируется эксплуатационная направленность изучаемых в вузе специальных дисциплин, здесь кроме изучения студентами принципов построения и особенностей функционирования систем бортового оборудования, очень важны знания основ их технической эксплуатации, умения самостоятельно изучать и анализировать работу систем с использованием штатной контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) и технической документации.

2. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЭКСПЛУАТАЦИИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

В гражданской авиации простой парка воздушных судов по причине неисправности приводит к огромным экономическим потерям. Среднесуточный налет воздушных судов должен составлять не менее 8-10 часов, в противном случае, эксплуатация становится убыточной для авиапредприятия. На рисунке приведена диаграмма одной из основных характеристик эффективности технической эксплуатации для некоторых отечественных и зарубежных самолетов (рис.1).

Как следует из диаграммы, эффективность эксплуатации отечественных самолетов типа Ту-154 явно мала, она обеспечивает среднесуточный налет немногим более 4-х часов, при этом более четверти годового ресурса времени тратится на ремонтные работы. Среднесуточный налет самолета В-767 составляет около 15 часов. Эффективность эксплуатации самолетов типа А-320 и Ту-204 имеет приблизительно одинаковый уровень. Некоторые российские авиакомпании доказали, что при наличии запасных конструктивно-функциональных модулей возможна эксплуатация самолета Ту-204-300 в период между периодическими видами ТО по 14 часов в сутки непрерывно на протяжении месяца, что является лучшим показателем по сравнению с А-320 [1, 2].

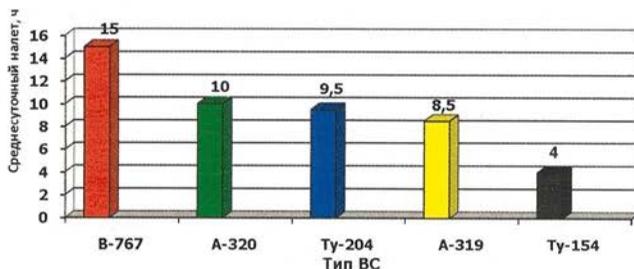


Рисунок 1. Среднесуточный налет воздушных судов.

3. АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ ИКБО ТУ-204

На основании материалов летно-технической конференции «Эксплуатация отечественной техники», проходившей в Минеральных Водах в 2010 году был произведен анализ отказов и неисправностей систем интегрированного комплекса бортового оборудования самолета ТУ-204.

Анализ эксплуатационной надежности бортового оборудования и различных систем самолета Ту-204 одной из авиакомпаний позволяет выделить в процентном соотношении от общего числа неисправностей наиболее отказные системы. Основные проблемные системы интегрированных комплексов бортового оборудования (ИКБО) (радиотехническое оборудование – 23%, пилотажно-навигационное оборудование (ПНО) – 16%, система автоматического управления полетом (САУП) – 7%) составляют почти половину (46%) от всего количества отказов систем самолета (рис. 2).

Распределение неисправностей по функциональным группам по самолетам типа Ту-204 можно представить в виде диаграммы (рис. 3.).

На рисунке введены следующие обозначения (рис. 3):

ПНО – пилотажно-навигационное оборудование;

СЖС – система жизнеобеспечения и спасения;

РТО – радиотехническое оборудование;

ВПУ – взлетно-посадочные устройства;

СУ – силовая установка;

СУП – система управления самолетом;

ЭС – энергосистемы;

ЭТО – электротехническое оборудование.

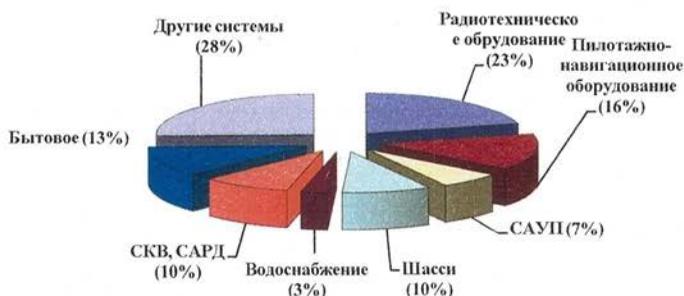


Рисунок 2. Анализ эксплуатационной надежности систем самолета Ту-204.

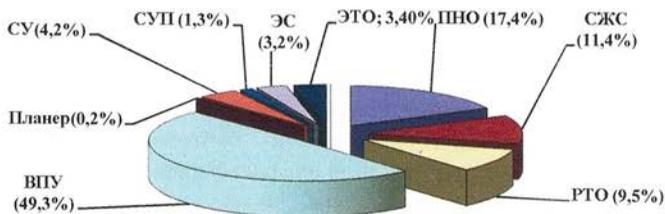


Рисунок 3. Распределение неисправностей по функциональным группам.

Лидером среди бортовых систем по отказам по-прежнему являются пилотажно-навигационное оборудование (17,4%), САУП очевидно вошло в группу ПНО и радиотехническое оборудование (9,5%).

Особое внимание было уделено изучению эксплуатационной надежности систем ИКБО – КСЦПНО-204 (комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования, в руководстве по технической эксплуатации это раздел пилотажно-навигационное оборудование) самолетов ТУ-204 одной из авиакомпаний. Наименее надежными системами являются (рис. 4):

- ВСС-85;
- ВСУП-85;
- КИСС-1-9;
- ВСУТ-85;
- АСПУ-204;
- СЭИ-85.

На эти системы приходится большее количество отказов за 5 лет эксплуатации ИКБО (ВСС-85 – 56 отказов, ВСУП-85 – 46 отказов, КИСС-1-9 – 43 отказа, ВСУТ-85 – 34 отказа, АСПУ-204 – 32 отказа, СЭИ-85 – 22 отказа).

Проведем анализ надежности по системам ВСС-85, ВСУП-85, КИСС-1-9, АСПУ-204, СЭИ-85, имеющим наибольшее количество неисправностей (количество отказов по устройствам в составе системы, в % от общего количества отказов системы).

Характерные отказы ВСС-85:

- ЦВМ80- 40000 (69%);
- пульт ПУИ-85 (31%).

Характерные отказы ВСУП-85:

- блок БВУП-1-2 (68%);
- пульт ПУ-56 (32%).

Характерные отказы КИСС-1-9:

- индикатор ИМ-8-8 (7%);

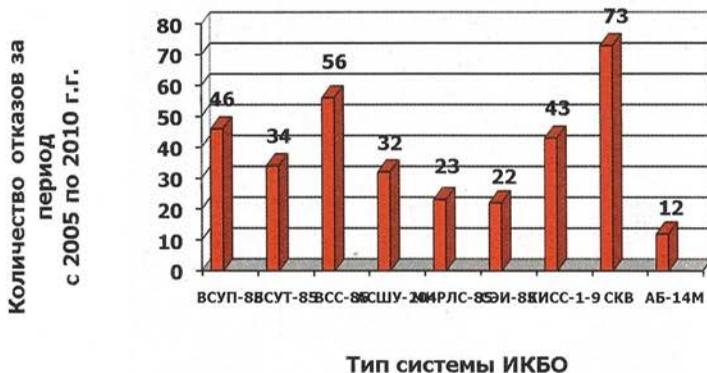


Рисунок 4. Системы ИКБО с наибольшим количеством отказов за период эксплуатации с 2005г. по 2010 г.

- блок БВУ-3-8 (16%);
- блок БПС-8-1 (31 %);
- блок БФИ-3-8 (18 %).

Характерные отказы АСШУ-204:

- блок БВУУ-1-3 (14 %);
- блок БВУУ-1-5 (16 %);
- датчик ДУСУ-М-6АС (20 %);
- датчик ДУСУ-М-12АС (24 %);
- датчик ДУСУ-М-18АС (11 %).

Характерные отказы СЭИ-85:

- индикатор ИМ-8 (20 %);
- блок БВФ-1 (26 %);
- пульт ПУ СЭИ-2-1 (17 %);
- индикатор ИМ-3М-18 (37 %).

Анализ проявления отказов систем самолетов Ту-204 одной из авиакомпаний за период эксплуатации с 2005г. по 2010г. представлен в виде диаграммы (рис. 5).

Таким образом, в основном проявление отказов бортовых систем происходит в полете и во время оперативного технического обслуживания и отказы ИКБО (пилотажно-навигационного оборудования) не являются исключением.

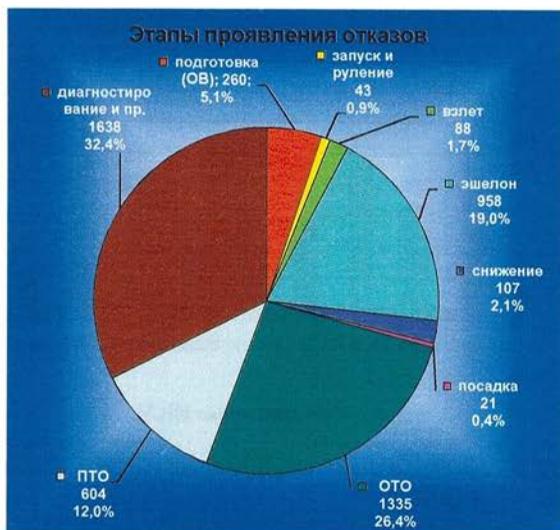


Рисунок 5. Этапы проявления отказов.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С целью повышения надежности КСЦПНО рекомендовано:

1) при проведении специальных видов ТО (парковых дней и целевых осмотров) проводить:

- выборочную проверку КФМ ЦВМ80 (ВСС) с КПА ЦВМ80, а также в составе стендового комплекта, пультов ПУ ВСС;
- выборочную проверку КФМ ВСУП, ВСУТ;
- выборочную проверку КФМ СЭИ, КИСС
- проверку комплекса И-42-1 (БИНС), авиагоризонта АБ-14М в динамическом режиме с использованием КПА,
- проверку датчиков ДУСУ из комплекта АСПУ-204.

2) изучить и отработать методику поиска и устранения неисправностей элементов, входящих в наименее надежные системы КСЦПНО с целью эффективной работы по устранению возможных неисправностей.

Данные материалы были обсуждены и обобщены на кафедре АЭС и ПНК с целью их использования в учебном процессе по дисциплинам: ОЭ и Э, БЦВУ и М, АП и ИИС, ПНК, САУ полетом.

Таким образом, опыт эксплуатации авиационной техники в российских авиакомпаниях необходимо использовать в учебном процессе ВУЗов ГА для подготовки грамотных специалистов, способных качественно выполнять свои функциональные обязанности, в том числе в особых условиях при выполнении различных форм технического обслуживания.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.Г., Константинов В.Д. Надежность и эффективность авиационного оборудования. – М.: Транспорт, 1995. – 248 с.
2. Материалы летно-технической конференции «Эксплуатация отечественной техники». – Минеральные Воды, 2010.

НЕОБХОДИМЫЕ И ДОСТАТОЧНЫЕ УСЛОВИЯ СОСТАВЛЕНИЯ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ БЕСКОЛЛЕКТОРНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПОСТОЯННОГО ТОКА В АВИАЦИОННОМ ЭЛЕКТРОПРИВОДЕ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ РЕКУПЕРАЦИИ ЭНЕРГИИ

Лашин В.Ю., Решетов С.А.
vlla77@post.ru

Кафедра электротехники и авиационного электрооборудования
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Для авиационных электроприводов особо остро стоит задача в экономии электроэнергии, т.е. требуется оптимизация потребляемой мощности с использованием прямого управления моментом. Выделены основные методы рекуперации электроэнергии. Рассмотрена вертикаль электромагнитных процессов. Представлена энергетическая диаграмма системы с рекуперацией энергии. Представлен макет стенда с осциллограммами исследований.

Для создания алгоритма управления электроприводом (ЭП) и коммутирующими цепями необходимо знать и учитывать все факторы работы составляющих звеньев структуры, функциональных узлов и их компонентов.

Важен учет очередности процессов и их синхронизация по временным интервалам с расчетом влияния переходных процессов в нелинейных полупроводниковых ключевых элементах и магнитных материалах с учетом реакции якоря с различными нагрузочными моментами.

Тенденция принципов управления обуславливается развитием аппаратной базы привода: параметрами самого двигателя и его качествами (характеристиками редкоземельных магнитов), наличием датчиков угла поворота, типом преобразователя, вычислительной мощностью контроллера. Выполнение этих требований позволяет судить об эффективности используемых алгоритмов.

Бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ) с возбуждением от постоянных магнитов – это машина по своей конструкции ничем не отличается

от СДПМ (синхронного двигателя с постоянными магнитами), изменен лишь принцип питания. СДПМ питается от источника переменного напряжения, а БДПМ – трапецидальным напряжением, питающим соответствующие фазы двигателя, и переключаемым по мере поворота ротора. Уравнения (1) машины во вращающихся координатах обеспечивают наглядность протекающих в обмотках статора процессах. Для анализа свойств и характеристик конструктивных модификаций БДПМ используется система уравнений, записанная в координатных осях (d ; q) [1]. Разложив результирующие вектора электромагнитных переменных состояния по осям d и q , получим скалярное описание машины. При этом ось d совмещается с осью потока ротора.

$$\left\{ \begin{array}{l} u_d = r_s i_d + L_d \frac{di_d}{dt} - \omega L_q i_q \\ u_q = r_s i_q + L_q \frac{di_q}{dt} + \omega L_d i_d + \omega \Psi_m \\ M_{\Sigma} = \frac{3}{2} p [i_q \Psi_m + i_d i_q (L_d - L_q)] ; \\ J_{\Sigma} \frac{d\omega}{dt} = M_{\Sigma} - M_C \end{array} \right. ; \quad (1)$$

где r_s – активное сопротивление обмотки статора; L_d , L_q – продольная и поперечная индуктивности; Ψ_m – максимальное потокоцепление обмотки статора с потоком ротора; ω – скорость вращения ротора; M_{Σ} – электромагнитный момент; J_{Σ} – суммарный момент инерции; M_C – момент сопротивления. Для решения системы уравнений (1) необходимо знать индуктивности L_d , L_q и потокоцепление Ψ_m , которые могут быть получены в результате решения полевой задачи.

Полевая модель является достаточно точной для этих целей, т.к. позволяет учесть реальную геометрию БДПМ, насыщение стали, характеристики постоянных магнитов. При разработке полевых математических моделей использовано программное обеспечение ELCUT. Исследования математической модели произведены также в приложении Motor Solve. Рост популярности БДПМ говорит о необходимости разработки алгоритмов управления, связанных с использованием прямого управления моментом, а также наблюдателей состояния и неопределенностей, обеспечивающих оптимизацию потребляемой мощности и показателей качества [2].

Для авиационных электроприводов особо остро стоит задача в экономии электроэнергии, т.е. требуется оптимизация потребляемой мощности с использованием прямого управления моментом.

Из основных методов рекуперации электроэнергии выделим:

- а) с регенерацией энергии в питающую сеть;
- б) с регенерацией энергии в смешанные схемы с ионисторами;

в) с регенерацией энергии в сеть с аккумуляторами.

Необходимыми условиями создания алгоритма управления электропривода с рекуперацией энергии является соблюдение синхронизации механических и электромагнитных процессов во всех рабочих режимах. Достаточными являются условия, когда создана защита от экстремальных режимов работы системы управляемого электропривода, при воздействии перенапряжений из-за возможных резонансных явлений, при превышении максимально допустимых токов, в следствие коротких замыканий, обрывов, механических воздействий.

Выделяются следующие основные приоритеты развития алгоритмов управления рис. 1 [2].

Ниже представлены виды мощностей с рекуперацией энергии (рис. 2). На рисунке: P_m – мощность, развиваемая механизмом; P_p – мощность в редукторе; $P_{дв}$ – механическая мощность двигателя; P_u – мощность в инверторе; $P_{зпт}$ – мощность в звене постоянного тока; $P_{ув}$ – мощность на управляемом выпрямителе; ΔP_m , ΔP_p , ΔP_u , $\Delta P_{зпт}$, $\Delta P_{ув}$ – потери мощности в механизме, редукторе, инверторе, звене постоянного тока и управляемом выпрямителе; $\Delta P_{дв}$ – суммарные потери в двигателе; $P_{рек}$ – мощность, отдаваемая в питающую сеть. Мощность, отдаваемая в питающую сеть определяется выражением

$$P_{рек} = P_m - \Delta P_m - \Delta P_p - \Delta P_{дв} - \Delta P_u - \Delta P_{зпт} - \Delta P_{ув}.$$

Совершенствование силовой электроники открывает большие возможности по созданию приводов с рекуперацией энергии.

Далее представлена вертикаль электромагнитных процессов (рис.3). В ней представлены основные составляющие электромагнитных процессов в системе авиационного электропривода влияющих на эффективность работы в целом, а также в режиме рекуперации электроэнергии.

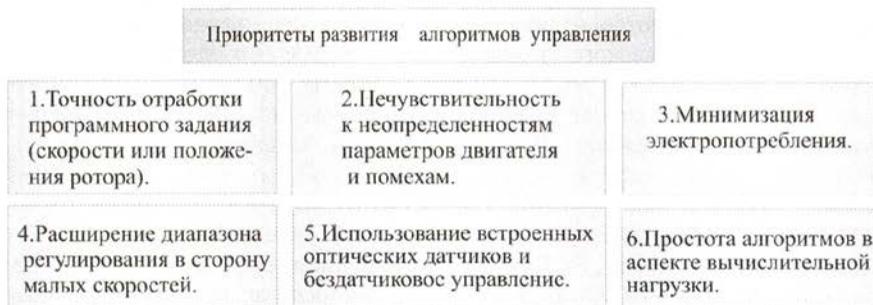


Рисунок 1. Приоритеты развития алгоритмов управления.

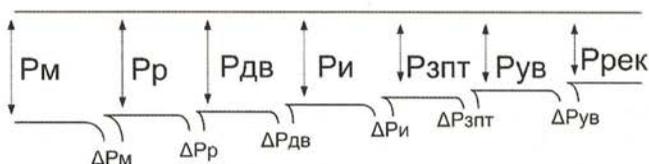


Рисунок 2. Энергетическая диаграмма системы с рекуперацией энергии.

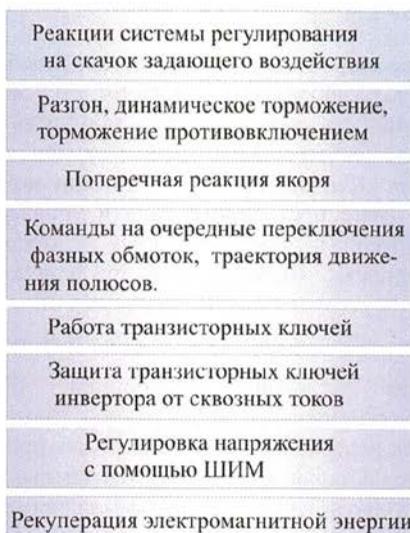


Рисунок 3. Процессы в электроприводе.

Рассмотрим некоторые наиболее важные для наших исследований результаты математического моделирования процессов с двумя различными постоянными времени $T_u = RC$ (см. на рис. 4. (2 и 3)). Чем меньше T_u , тем выше быстродействие, тем короче переходные процессы, но тем ближе привод к неустойчивому состоянию. Для стабилизации привода при малых T_u необходимо ввести гибкую отрицательную обратную связь при реакции системы регулирования на скачок задающего воздействия. На графиках (рис. 4): 1 – уровень задающего воздействия, 2 – резонансное явление ($T_{u1} < T_{u2}$), 3 – колебательный процесс ($T_{u2} > T_{u1}$). Чем круче подъем графика 2 и чем быстрее закончится колебательный процесс 3, тем быстрее закончится переходный процесс, а значит, лучше динамические качества электропривода.

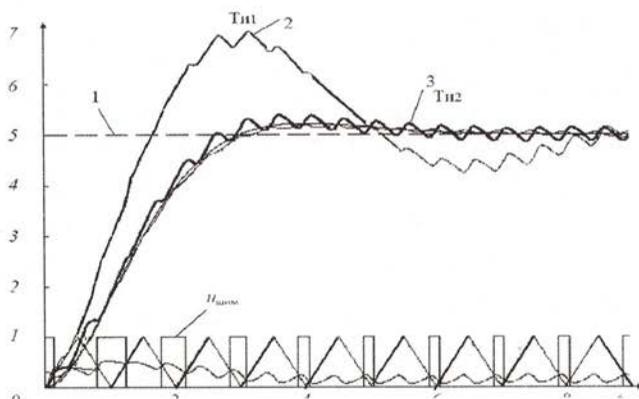


Рисунок 4. Реакции системы регулирования на скачок задающего воздействия с ШИМ управлением.

На интервале T_1 разгон двигателя (рис. 5). Уменьшение скорости можно получить динамическим торможением (интервал T_2) и с помощью противовключения (интервал T_3). Наибольшее быстродействие достигается при двухинтервальном управлении $T_2 = 0$, т.е. когда двигатель тормозится противовключением. Однако, потребление энергии источника при торможении наиболее неэкономично. Но если использовать режим рекуперации электромагнитной энергии, то быстродействие сочетается с экономичностью. Наибольшая экономичность достигается при одноинтервальном управлении $T_3 = 0$, так как при динамическом торможении энергия источника не расходуется. Но торможение в этом случае будет самым медленным.

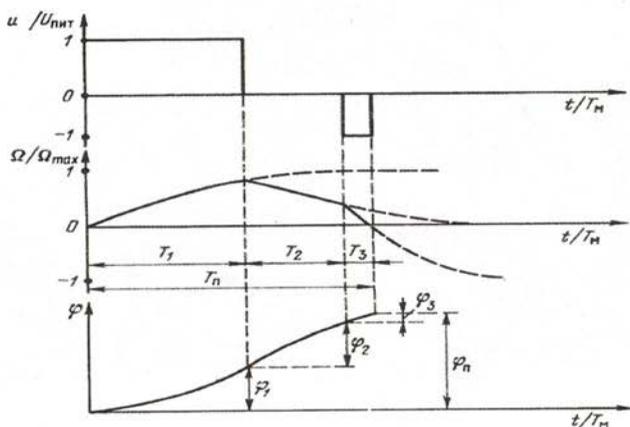


Рисунок 5. Разгон и виды торможения.

Времена торможения и разгона ДПТ определяются согласно выражениям

$$T_1 = \ln(1 - \Omega_1)^{-1}, \quad T_2 = \ln k^{-1}, \quad T_3 = \ln(1 + k\Omega_1), \quad (2)$$

где k – варьируемый коэффициент, Ω_1 – угловая скорость в конце интервала разгона. Характерные сочетания параметров см. в таблице [3].

Полные траектории движения полюсов статора и ротора и команды на очередные переключения фазных обмоток формируются в логическом устройстве на основе сигналов ДПР (датчика положения ротора), фиксирующих положения ротора относительно статора [4].

Переходные процессы в фазах, в ключевых элементах – транзисторах существенно влияют на показатели БДПТ, на форму и фазу тока [5].

Анализируя в программе Elcut и MotorSolve различные варианты и сочетания параметров двигателя и нагрузок, находим необходимые соотношения углов, моментов, насыщенностей статора, токов и т.д. на основе которых составляем алгоритм и, в соответствии с этой схемой, создаем программу для микроконтроллера на языке Си и компилируем ее. Прошив ее в микроконтроллер, исследуем макет системы управления авиационным электроприводом. На рис. 6 макет стенда для снятия характеристик исследуемых процессов и осциллограммы с рекуперированной энергией.

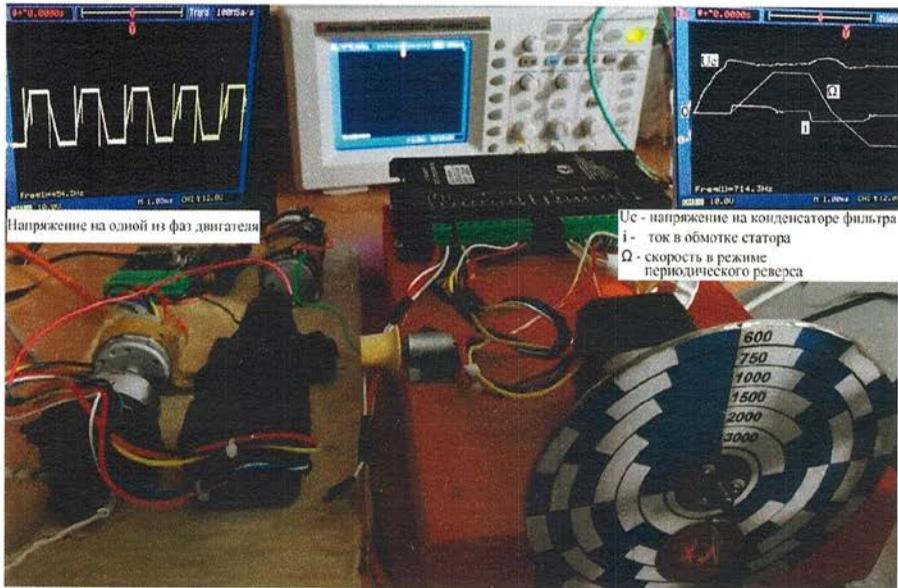


Рисунок 6. Макет электропривода для исследования процессов рекуперации энергии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Герман-Галкин С.Г. Компьютерное моделирование полупроводниковых систем в Matlab 6.0. Учебное пособие. – СПб.: Корона, 2001. – 320с.
2. Корельский Д.В., Потапенко Е.М., Васильева Е.В. Обзор современных методов управления синхронными двигателями с постоянными магнитами. // Научный журнал «Радиоэлектроника. Информатика. Управління», 2001. – С. 155-159.
3. Леоненко Л.И. Быстродействие и энергетические соотношения при оптимальном управлении электродвигателями. // Электронная техника в автоматике. Сборник статей. Выпуск 8, 1985. – С. 156-161.
4. Решетов С.А. Физические основы работы вентильного электродвигателя с постоянными магнитами на роторе. // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Авиационные электросистемы и авионика, №148, 2009. – С. 24-33.
5. Розно Ю.Н., Вапакидзе Т.В. Фазовые соотношения в полупроводниковом преобразователе БДПТ с импульсным регулятором тока. // Электронная техника в автоматике. Сборник статей. Выпуск 17, 1986. – С. 16-22.

ДАТЧИКИ ТОКА ДЛЯ МОБИЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Косолапов А.М., Франтасов Д.Н.
ist@samiit.ru, frantasov@mail.ru

Кафедра информационных систем и телекоммуникаций
Самарский государственный университет путей сообщения
(г. Самара)

Рассмотрены датчики тока на основе измерительных трансформаторов. Представлены результаты исследования компьютерной модели датчика тока с дискретной коррекцией погрешности, пригодного для эксплуатации на мобильных объектах. Выявлены основные зависимости относительной погрешности от изменения входного сигнала с учетом динамических характеристик устройства. Представлено сравнение использования различных типов корректирующего сигнала.

При эксплуатации электрооборудования на мобильных объектах важным параметром являются весогабаритные характеристики устройства. Как известно, чем выше частота, тем меньше габариты электрооборудования переменного тока при одинаковой мощности, поэтому в бортовой аппаратуре в основном используется частоты от 400 Гц и выше.

Для измерения больших значений токов наибольшее применение получили датчики тока на основе измерительных трансформаторов. При

перемагничивании ферромагнитных сердечников неизбежны потери энергии, и значит погрешности преобразования сигналов. Определение этих погрешностей аналитическими методами весьма сложно, учитывая гистерезисный характер кривой намагничивания сердечников, особенно в динамическом режиме эксплуатации оборудования.

При использовании таких датчиков на мобильных объектах возникает проблема, высокой точности и малых весогабаритных характеристик. Для решения проблемы предлагается введение корректирующего канала для датчика тока.

Обобщенная структурная схема датчика тока с коррекцией (ДТК) погрешности, пригодного для использования в широком диапазоне входных токов и частот, приведена на рис. 1.

Входной сигнал преобразуют в нескольких каналах с гальванической развязкой так, что в одном из них формируют основную часть выходного сигнала, а в других – сигналы поправки к нему, позволяющие в значительной мере компенсировать появляющиеся ошибки [1].

На рис. 1 обозначено: ДТ – датчик тока, ПТК – преобразователь тока корректирующий, БКС – блок корректирующего сигнала, R_n – нагрузка, I_1 – первичный ток, I_n – ток нагрузки, ΔI – ошибка по току.

Результаты компьютерного моделирования представлены ниже. На рис. 2 приведены зависимости относительной токовой погрешности от величины первичного тока I_1 , при нескольких значениях сопротивления нагрузки на частоте $f = 400$ Гц. Графики ДТ1 и ДТК1 соответствуют $R_H = 0,2$ Ом, а ДТ2 и ДТК2 $R_H = 0,4$ Ом. Время установления равновесия в системе не превышает 0,03 с.

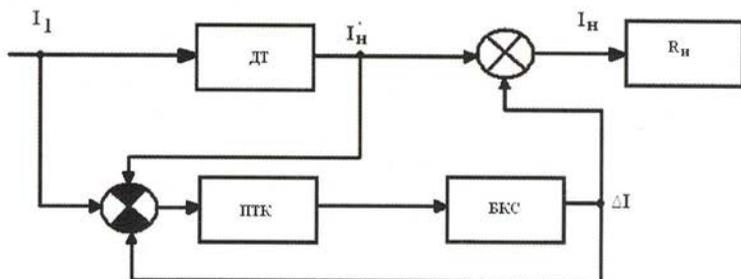


Рисунок 1. Структурная схема датчика тока с коррекцией (ДТК).

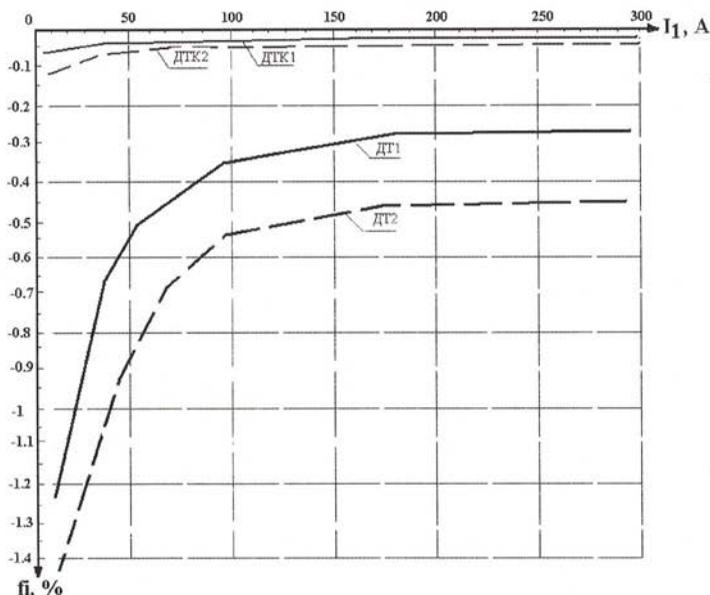


Рисунок 2. Зависимость относительной токовой погрешности от величины входного тока.

Из графика видно, что ДТК имеет на порядок лучшие характеристики по сравнению с ДТ в достаточно широком диапазоне входного тока.

При измерении больших токов аналоговым блоком коррекции на основе усилителя рассеивается и потребляется большая мощность. Этот недостаток исключается, если корректирующий ток создается с помощью электронных ключей, управляемых микроконтроллером. Такое решение также позволит значительно уменьшить весогабаритные и эксплуатационные характеристики устройства.

На рис. 3 приведены зависимости относительной токовой погрешности от величины первичного тока I_1 в диапазоне от 0 до 300 А, при значении сопротивления нагрузки $R_H = 0.2$ Ом, на частоте $f = 400$ Гц, при использовании аналоговой (ДТК) и цифровой (ДТЦК) системы коррекции погрешности.

Из графика видно, что ДТЦК имеет на порядок лучшие характеристики по сравнению с ДТ в достаточно широком диапазоне частот, при этом погрешность преобразования ДТЦК не превышает 0.05 %.

Из вышеизложенного можно сделать вывод, что существует возможность создания датчиков тока на основе измерительных трансформаторов, входящих в состав систем измерения и управления, пригодных для эксплуатации в ограниченном пространстве мобильной техники с классом точности, на порядок превышающим существующие аналоги.

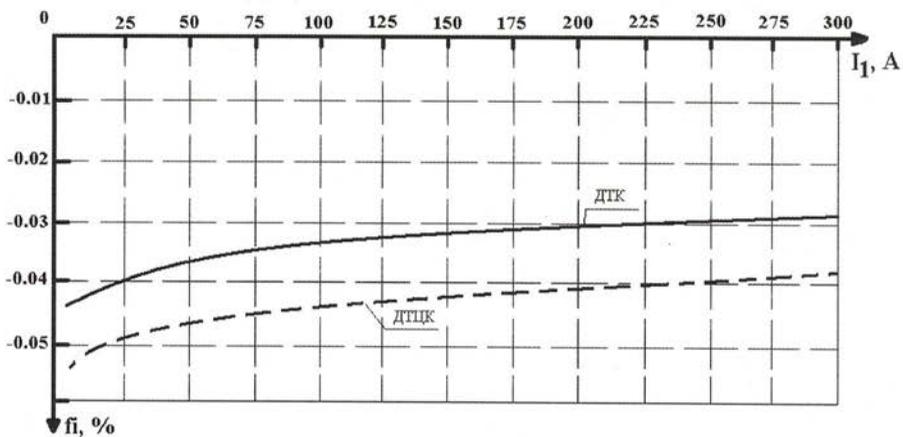


Рисунок 3. Зависимость относительной токовой погрешности от величины входного тока при использовании различных блоков коррекции погрешности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Косолапов А.М. и др. Исследование трансформатора тока с коррекцией погрешности. // Датчики и системы. № 6, 2010. – С. 55-58.

**ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОГО
РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ИОНОСФЕРНОЙ ЗАДЕРЖКИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ
ТОЧНОСТИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ В СРНС**

Рыжков Д.А.
dryzhkov@mail.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Для повышения точности режима относительных определений предлагается использование модели пространственно-временного распределения ионосферной задержки. Для оценки эффективности применения предложенной методики было выполнено сравнение вычисленных относительных координат без учета ионосферных задержек сигналов и с их учетом. В качестве источников навигационной информации использовались приемные пункты сети IGS. Расчеты проводились для часового интервала измерений. По результатам эксперимента можно сделать вывод о повышении точности относительного местоположения наземных объектов при использовании предлагаемой методики для компенсации ионосферной составляющей погрешности. При этом достигнуто примерно 26% улучшения точности определения длины базовой линии.

1. МЕТОДИКА ОТНОСИТЕЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Под относительным местоопределением понимают нахождение относительных координат одного объекта относительно другого. Под относительными координатами понимают длину базовой линии – расстояние между объектами, а также направляющие косинусы, определяющие положение этой линии в пространстве [1, 2].

В ходе относительных определений оба объекта осуществляют измерения по одним и тем же навигационным искусственным спутникам Земли (ИСЗ) в одни и те же моменты времени. При этом, по каналу связи с одного объекта на другой, или с обоих объектов в пункт совместной обработки, передаются массивы проведенных измерений. По результатам этих измерений определяют проекции базовой линии на оси геоцентрической системы координат. Положительной особенностью относительных определений является то, что при их использовании ряд погрешностей, имеющих систематический характер

для обоих объектов, может быть скомпенсирован. Этим режим относительных навигационных определений сходен с дифференциальным режимом навигационных определений. Однако, в отличие от дифференциального режима, в режиме относительных определений оба объекта равноправны и не требуется знание точного местоположения одного из них, выбранного в качестве опорного (рис. 1).

Режим относительных определений может использоваться при навигационном обеспечении группового полета самолетов и космических аппаратов, с целью обеспечения малых, но безопасных удалений этих объектов друг от друга в процессе полета, в системах предупреждения столкновений воздушных или морских объектов, плавании морских судов в проливах, диспетчеризации на железнодорожном транспорте, при решении задач сближения и стыковки космических аппаратов, и других задачах. Особенно актуально решение подобной задачи при поиске и спасении потерпевших крушение, когда вместо координат, используются дальность до аварийного маяка и направление полета на него, а также в перспективных системах посадки на базе спутниковых радионавигационных систем (СРНС).

Рассмотрим основные принципы относительных определений. За модель измерений псевдодальности между i -тым навигационным ИСЗ и определяющимся потребителем примем

$$P_n^i = R_{\text{кзео}}^i + c \cdot dt_n^{\text{ув}} + c \cdot dt_i^{\text{ув}} + c \cdot dt_{\text{мио}}^i, \quad (1)$$

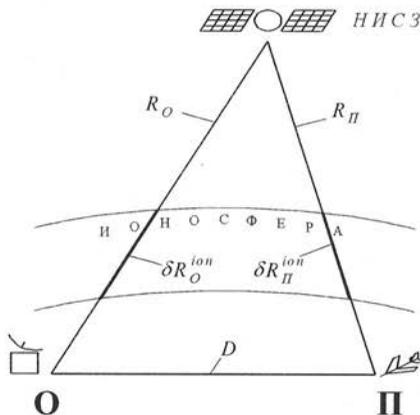


Рисунок 1. Методика относительных определений между объектами в СРНС.

где $R_{ngeom}^i = \sqrt{\Delta x_n^i + \Delta y_n^i + \Delta z_n^i}$ – геометрическая дальность «потребитель – навигационный ИСЗ»; Δx_n^i , Δy_n^i , Δz_n^i – соответствующие разности координат i -го навигационного ИСЗ и потребителя; c – скорость света; $c \cdot dt_n^{u6}$ – погрешность, определяемая сдвигом шкалы времени потребителя относительно системного времени; $c \cdot dt_i^{u6}$ – погрешность, определяемая сдвигом шкалы времени i -го навигационного ИСЗ относительно системного времени; $c \cdot dt_{ион}^i$ – погрешность, определяемая ионосферной задержкой сигнала на луче « i -ый навигационный ИСЗ – потребитель». Заменяя в выражении (1) индекс « n » на индекс « o », получим выражение псевдодальности, измеренной между i -тым навигационным ИСЗ и объектом, принятым за опорный

$$P_o^i = R_{оггго}^i + c \cdot dt_o^{u6} + c \cdot dt_i^{u6} + c \cdot dt_{оио}^i. \quad (2)$$

Аналогичные выражения можно получить для j -го спутника

$$P_n^j = R_{ngeo}^j + c \cdot dt_n^{u6} + c \cdot dt_j^{u6} + c \cdot dt_{нио}^j, \quad (3)$$

$$P_o^j = R_{оггго}^j + c \cdot dt_o^{u6} + c \cdot dt_j^{u6} + c \cdot dt_{оио}^j. \quad (4)$$

Теперь, если вычесть псевдодальности, измеренные «потребителем» и «опорным объектом» до i -го навигационного ИСЗ, то получим так называемую первую разность

$$P_n^i - P_o^i = (R_{ngeo}^i - R_{оггго}^i) + c \cdot (dt_n^{u6} - dt_o^{u6}) + c \cdot (dt_{нио}^i - dt_{оио}^i), \quad (5)$$

особенностью которой является отсутствие погрешности, обусловленной сдвигом шкалы времени i -го навигационного ИСЗ относительно системного времени. Аналогично получим первую разность для j -го навигационного ИСЗ

$$P_n^j - P_o^j = (R_{ngeo}^j - R_{оггго}^j) + c \cdot (dt_n^{u6} - dt_o^{u6}) + c \cdot (dt_{нио}^j - dt_{оио}^j). \quad (6)$$

Если же вычесть первую разность, сформированную по измерениям до i -го навигационного ИСЗ и первую разность, сформированную по измерениям до j -го навигационного ИСЗ, то получим так называемую вторую разность, особенностью которой является отсутствие погрешностей, обусловленных сдвигом шкал времени приемников «потребителя» и «опорного объекта» относительно системного времени

$$\begin{aligned} [(P_n^i - P_o^i) - (P_n^j - P_o^j)] = & [(R_{ngeo}^i - R_{оггго}^i) - (R_{ngeo}^j - R_{оггго}^j)] + \\ & + c \cdot [(dt_{нио}^i - dt_{оио}^i) - (dt_{нио}^j - dt_{оио}^j)] \end{aligned} \quad (7)$$

В выражения (1-7) не включены погрешности, обусловленные влиянием тропосферы, аппаратурными задержками и ряд других, так как при определении первых и вторых разностей эти погрешности либо взаимно компенсируются, либо дают остаточную погрешность очень малой величины (порядка 0.1-0.3 м.) [3, 4].

Таким образом, в результате получаются выражения (7) для разностей, измеренных до i -го и j -го спутников, дальностей $P_n^i - P_o^i$ и $P_n^j - P_o^j$, зависящих только от разностей геометрических дальностей $(R_{пгеом}^i - R_{огеом}^i)$ и $(R_{пгеом}^j - R_{огеом}^j)$ «навигационный ИСЗ – приемный пункт» и погрешностей $c \cdot (dt_{ион}^i - dt_{оион}^i)$ и $c \cdot (dt_{ион}^j - dt_{оион}^j)$, обусловленных распространением сигналов навигационных ИСЗ в ионосфере. Если заменить разности геометрических дальностей $(R_{пгеом}^i - R_{огеом}^i)$ на разности соответствующих координат $\left[(\Delta x_n^i + \Delta y_n^i + \Delta z_n^i)^{1/2} - (\Delta x_o^i + \Delta y_o^i + \Delta z_o^i)^{1/2} \right]$, то, для набора измерений по созвездию спутников, получим систему уравнений для решения задачи относительных определений. При малых значениях длины базовой линии (< 10 км) можно считать ионосферные пути сигналов «навигационный ИСЗ – потребитель» и «навигационный ИСЗ – опорный пункт» одинаковыми или близкими по значению, что позволяет скомпенсировать погрешности, обусловленные ионосферой еще при получении первых разностей (5, 6).

Таким образом, если имеются измеренные «потребителем» и «опорным пунктом» дальности до одних и тех же навигационных ИСЗ, то, составив вторые разности (7) и проведя соответствующие преобразования [1], можно получить систему уравнений, в которой в левой части будут разности координат «потребителя» и «опорного пункта», а в правой части разности соответствующих геометрических дальностей. Запишем эту систему в общем виде

$$\begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{pmatrix} = A \cdot \begin{pmatrix} R_n^1 - R_o^1 \\ \dots \\ R_n^i - R_o^i \end{pmatrix}, \quad (8)$$

где A – оператор преобразования.

Решение подобной системы уравнений (8) может быть найдено одним из известных способов [1, 2, 5].

Однако, с увеличением длины базовой линии, разность ионосферных задержек также увеличивается, что приводит к необходимости учета ионосферных задержек при навигационных определениях. Особенно

характерно это сказывается для потребителей, выполняющих полеты на ионосферных высотах. В этом случае траектория сигнала до одного из объектов проходит ионосферу лишь частично, что приводит к увеличению разности ионосферных задержек.

На рис. 2 приведены графики разностей ионосферных задержек для трех наземных станций, расположенных примерно на прямой линии и с удалениями примерно 200 км, 600 км и 800 км. В первом случае измерения проводились по спутнику с высоким углом места $\gamma \approx 75^\circ$, во втором случае по спутнику с низким углом места $\gamma \approx 25^\circ$. По полученным данным видно явное увеличение разности ионосферных задержек при увеличении дальности между объектами и уменьшении угла места спутника. До 1 м при удалении между объектами около 200 километров, до 2 м при удалении около 600 км и до 3 м при удалении около 800 км в первом случае, и до 1.5 м, 5 м и до 8 м, соответственно, во втором случае.

Решение задачи относительного местоопределения с учетом ионосферной задержки с помощью предлагаемого метода проводилось по часовым интервалам измерений ионосферной задержки на сети наземных станций международной геодезической сети IGS.

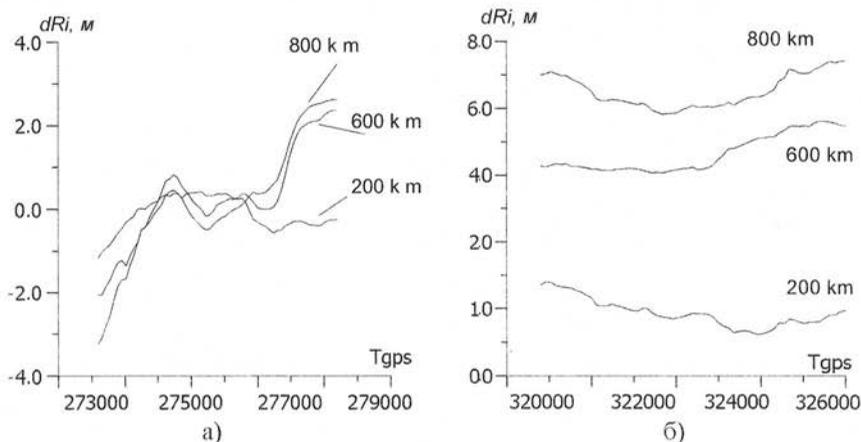


Рисунок 2. Величина разности ионосферных задержек в зависимости от расстояния между объектами и угла места спутника а) $\gamma \approx 75^\circ$, б) $\gamma \approx 25^\circ$.

2. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СНИЖЕНИЯ ИОНОСФЕРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ПОЛЬЗОВАТЕЛЕЙ

Для оценки эффективности применения предложенного метода для снижения ионосферных погрешностей относительных местоопределений было выполнено сравнение относительных координат без учета ионосферных задержек сигналов и с учетом. В качестве опорной станции использовалась станция BRU1, в качестве определяемых WES2 и GODE. Расчеты проводились для часового интервала измерений. Результаты приведены на графиках (рис. 3). Пунктирной линией представлены погрешности определения базовой линии без применения предложенного метода, сплошной с предложенным методом.

По результатам эксперимента можно сделать вывод о повышении точности относительного местоположения наземных объектов при использовании предлагаемой методики для компенсации ионосферной составляющей погрешности. При этом средняя погрешность определения базовой линии составила 478 м без учета ионосферной погрешности и 350 м с учетом ионосферной погрешности для базовой линии 780 км, что составляет примерно 26% улучшения точности определения длины базовой линии. Для базовой линии длиной порядка 188 км средняя погрешность составила 110 м и 96 м без учета ионосферной погрешности и с учетом, соответственно.

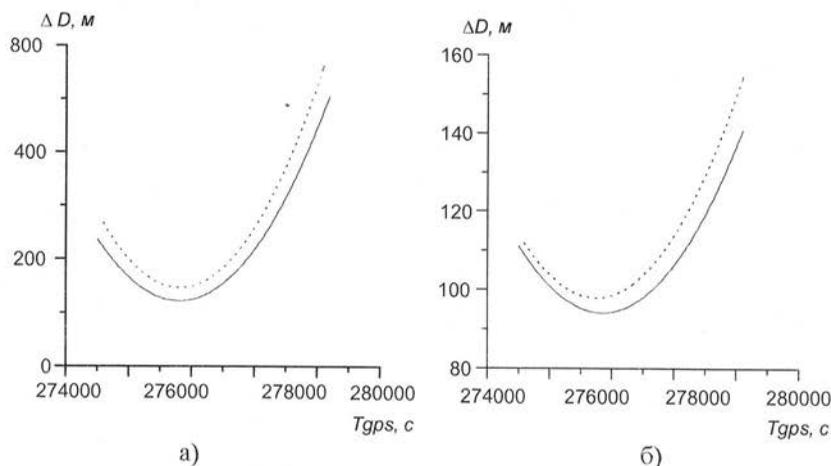


Рисунок 3. Погрешности определения длины базовой линии при удалении наземных объектов 800 км (а) и 200 км (б).

ЛИТЕРАТУРА

1. Шебшаевич В.С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. – М.: Радио и связь. 1982. – 272 с.
2. Манин А.П., Романов Л.М. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR. //Зарубежная радиоэлектроника. №1, 1989. – С. 33-45.
3. Харисов В.Н., Перов А.И., Болдин В.А. Глобальная спутниковая система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР. 1998 г. – 399 с.
4. Elliott D. Kaplan Editor. Understanding GPS Principles and Applications. Artech House, Boston, London. 1996. – 559 p.
5. Манин А.П., Поваляев А.А., Тюбалин В.В., Хвальков А.А. Определение относительных координат по радиосигналам системы ГЛОНАСС. //Радиотехника. №4, 1996. – С. 48-52.

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДОСМОТРОВОЙ ТЕХНИКИ В АЭРОПОРТАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Соколов О.А.
sokolov_o_a@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Рассматриваются актуальные вопросы состояния и перспектив развития технических средств досмотра пассажиров, ручной клади и грузов в аэропортах гражданской авиации. Сформулирована перспективная задача по формированию необходимого аппаратного программного обеспечения.

События последних лет убедительно показывают, что терроризм превратился в одну из наиболее серьезных угроз мировому сообществу. Террористические акты и их последствия сделали в наши дни обычной темой ежедневных новостей. Арена террористических действий расширилась и охватила практически все континенты. Ведущие аналитики подчёркивают, что по своему характеру угроза терроризма не только системная и глобальная, но и длительная по времени.

Известно, что наиболее притягательными объектами атак для террористов являются те, где теракты могут привести к массовым человеческим жертвам. К ним относятся воздушные суда и аэропорты. Подобные объекты в обязательном

порядке должны быть оснащены досмотровым оборудованием, помогающим службе безопасности своевременно выявить террористов, материалы и предметы, используемые для совершения терактов. Именно поэтому борьба с терроризмом стала одной из главных задач служб авиационной безопасности всех аэропортов всего мира.

Специалисты по борьбе с террором считают, что росту экстремистских настроений следует противопоставить целостную систему организационных мер, опирающихся на комплексное использование специальных технических средств. Эти средства включают специальное оружие, специальные средства активной обороны [1], а также технические средства, с помощью которых можно обеспечить своевременное выявление террористов, материалов и устройств, используемых при проведении терактов. Наиболее обширную по номенклатуре группу технических средств антитеррора составляет досмотровое оборудование. Это оборудование предназначено для выявления скрытно носимых или замаскированных в багаже, почтовых отправлениях, грузах и транспортных средствах взрывных устройств, оружия, радиоактивных материалов, отравляющих веществ и других средств терроризма [2]. Существующие виды досмотрового оборудования могут быть разделены на следующие большие группы [3]:

1. Технические средства и системы, обеспечивающие выявление объектов по их визуально воспринимаемым образам (по внешнему виду, изображению внутренней структуры, тепловому изображению и др.). К ним относятся:

- оптические увеличительные приборы (лупы), досмотровые зеркала, технические эндоскопы, бороскопы и видеоскопы;
- досмотровые телевизионные системы;
- тепловизоры;
- рентгенотелевизионные системы.

2. Технические средства и системы, обеспечивающие выявление объектов по признаковым свойствам материалов и веществ (по электропроводности, магнитной или диэлектрической проницаемости, плотности, химическому составу, наличию нелинейных электромагнитных свойств, радиоактивного излучения и др.). К ним относятся:

- металлоискатели;
- приборы нелинейной радиолокации;
- приборы ультразвуковой эхолокации;
- обнаружители наркотических и взрывчатых веществ (дрейфспектрометры, газоанализаторы, приборы радиационной гамма-квантовой и корпускулярной интроскопии, комплекты химических реактивов, иммунохимические диагностикумы);
- устройства контроля радиационной обстановки.

3. Технические средства и системы, обеспечивающие выявление объектов по признакам работы в них механизмов и электронных устройств (по

характерным звукам, вибрациям, электромагнитным излучениям и др.). К этим средствам относятся аппаратура обнаружения радиоизлучений (в том числе, побочных электромагнитных излучений), акустических и виброакустических сигналов.

4. Комплексные досмотровые системы, обеспечивающие совмещение функций и возможностей двух или нескольких видов досмотрового оборудования в одной системе. К этим системам можно отнести металлоискатели с встроенным датчиком ионизирующего излучения, мобильные роботизированные комплексы и другие совмещенные системы.

РЕНТГЕНТЕЛЕВИЗИОННЫЕ И СКАНИРУЮЩИЕ СИСТЕМЫ

Данный вид технических устройств считается наиболее удобным для проведения досмотра. Он обеспечивает более безопасные и комфортные условия работы оператора за счёт разнесения в пространстве источника рентгеновского излучения и монитора, позволяет использовать современные цифровые средства регистрации изображений и компьютерную обработку видеoinформации (рис. 1).

В зависимости от того, какое рентгеновское излучение регистрируется системой – проходящее через объект или обратнорассеянное объектом, сканирующие системы подразделяются на системы с индикацией проходящего излучения, системы с индикацией обратнорассеянного излучения и системы с комбинированной индикацией излучения. По уровню воздействия рентгеновского излучения на досматриваемый объект подобные системы могут считаться «микродозовыми», поскольку суммарная доза облучения объекта за одно сканирование обычно сопоставима с часовой дозой облучения, получаемой за счёт естественного радиационного фона. Это позволяет использовать сканирующие системы в качестве альтернативы личному досмотру человека. По своему конструктивному исполнению рентгентелевизионные системы могут быть стационарными, мобильными и портативными.



а)



б)

Рисунок 1. Стационарная установка: а) рентгентелевизионная; б) переносная.

В современных условиях использование металлодетекторов для досмотра человека и рентгеновских систем для досмотра багажа уже не обеспечивает требуемый уровень безопасности и контроля. В первую очередь это касается обеспечения безопасности в аэропортах, когда для совершения террористических актов используется холодное неметаллическое оружие, пластиковая взрывчатка (в том числе в нательных поясах) или осуществляется нелегальный перевоз наркотиков в проглоченных капсулах. Существенной проблемой является то, что орудия терроризма и предметы, запрещенные к перевозке, могут быть изготовлены из неметаллических материалов и спрятаны не только под одеждой, но и в естественных полостях тела. Поэтому при проведении предполетного или таможенного контроля необходимо проведение досмотра человека в полный рост. На сегодняшний день существует множество персональных досмотровых систем различного уровня сложности и принципа работы, среди них по своим возможностям и эффективности применения выделяются цифровые сканирующие системы человека, основанные на использовании рентгеновского излучения.

Сканирующие рентгенотелевизионные системы по праву считаются одним из наиболее информативных видов аппаратуры. Работа сканирующих систем заключается в последовательном облучении (сканировании) досматриваемого объекта узким плоским рентгеновским лучом или пучком лучей и регистрации излучения с помощью многоэлементного рентгеночувствительного детектора [4].

Одной из таких систем, уже зарекомендовавших себя в России и за рубежом, является низкодозовый цифровой рентгенографический сканер для персонального досмотра «КОНТУР», построенный с применением уникальной технологии получения цифрового проекционного рентгеновского изображения человека в полный рост методом «сканирования плоским пучком» (рис. 2).

По радиационной безопасности цифровой рентгенографический сканер КОНТУР отвечает Федеральному закону РФ «О радиационной безопасности населения». Доза облучения человека при одном сканировании не превышает 1,5 мкЗв. Для сравнения: типичная доза облучения, обусловленная космической радиацией, человека, совершающего перелет из Москвы в Минск, составляет 5 мкЗв, из Нью-Йорка в Лондон – 35 мкЗв, из Гонконга в Лондон – 50 мкЗв. Типичная фоновая доза облучения, получаемая за день средним представителем стран Европейского Союза и европейской части России, составляет 6-7 мкЗв. В Москве фоновая доза облучения за один день составляет около 9 мкЗв. Из этих данных видно, что облучение, которому подвергается человек в результате досмотра на рентгенографическом сканере КОНТУР, незначительно по сравнению с фоном естественного радиационного излучения.

Главной проблемой стоящей на сегодняшний день задачи определения предметов, для выявления которых и создана вся аппаратура, является то, что она предусматривает работу оператора. Сложность идентификации предметов состоит в том, что все предметы никогда не лежат в вертикальной плоскости, а располагаются под определенным углом, что и составляет основную задачу.

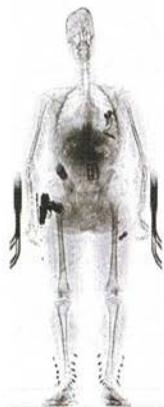


Рисунок 2. Микроволновый сканер.

Соответственно, эффективность выявления предметов напрямую зависит от опыта и концентрации внимания человека.

Для исключения фактов пропуска выявленных, но не идентифицированных предметов и веществ необходимо выполнить работу по созданию программного обеспечения и базы данных эталонных целей, подлежащих выявлению. Данная задача на сегодняшний момент актуальна как никогда и находится на стадии формирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. ООО «НПП ЭКОМП» – <http://nppecomp.ru>.
2. ООО «Безар-Импер» – <http://allofsafety.ru>.
3. Арканов А.П. Технические средства антитеррора. – М.: Изд-во Феникс, 2006 г. – 56 с.
4. Панферов А.Л. Персональный досмотр на основе рентгенографии. // Транспортная безопасность и технологии, №2 (25), 2011 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СРЕДСТВ РТОП И ЭС С ПРОДЛЕННЫМ РЕСУРСОМ

Емельянов В.Е., Солозобов М.Е.
v.emelianov@mstuca.aero, m.solozobov@mstuca.aero

Кафедра основ радиотехники и защиты информации
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Эксплуатируемые в настоящее время средства радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи (РТОП и ЭС) в значительной степени характеризуются продленным ресурсом. При этом актуальной становится задача оптимизации процессов технического обслуживания рассматриваемых средств с учетом их значительной наработки и сложностями, определенными необходимой структурой и объемом запасного имущества и принадлежностей.

Рассмотрим систему, которая после отказа возвращается в рабочее состояние. Предполагаем, что время отказа имеет распределение $F(t)$ с функцией плотности распределения вероятности (ФПРВ) $f(t)$ и средним значением $1/\tau$; время $B(p)$ имеет распределение $G_1(t)$ с ФПРВ $g_1(t)$ и средним значением $1/\mu_1$; и время для выполнения профилактического обслуживания (ПО) имеет распределение $G_2(t)$ с ФПРВ $g_2(t)$ и средним значением $1/\mu_2$. ПО системы, в которой производится $B(p)$ при отказе или профилактическое поддержание в исправности в момент времени T , который имел место ранее. Здесь мы получаем оптимальное T^* , которое дает наибольшую надежность системы. Определяем моменты времени, в которые система входит в:

- Состояние 0: система начинает работать.
- Состояние 1: время ПО наступает раньше отказа.
- Состояние 2: отказ системы происходит раньше ПО.

Определим $Q_{ij}(t)$ как вероятность перехода из состояния i в состояние j в период времени $(0, t]$ с ФПРВ $q_{ij}(t)$. Затем получаем

$$\begin{aligned}g_{01}(t) &= F(t)dA(t), \\g_{02}(t) &= \bar{A}(t)dF(t), \\g_{10}(t) &= g_1(t), \\g_{20}(t) &= g_2(t),\end{aligned}\tag{1}$$

где $A(t)$ является функцией распределения времени, необходимого для ПО.

Используя узловую теорему теории восстановления [1], можно записать уравнение для вероятности безотказной работы

$$P(x, t) = \bar{F}(t)\bar{A}(t) + [g_{01}(t) * g_{10}(t) + g_{02}(t) \cdot g_{02}(t) *]P(t, x) + \int_0^1 g_{01}(u)[G_1(t+x-u) - G_1(t-u)]du + \int_0^1 g_{02}(u)[G_2(t+x-u) - G_2(t-u)]du, \quad (2)$$

которое после упрощения примет вид

$$P(x, t) = 1 - v_{01}(t) * \bar{G}_1(t+x) - v_{02}(t) * \bar{G}_2(t+x), \quad (3)$$

где $v_{0j}(t)$ является ожидаемым числом переходов из состояния 0 в состояние j на интервале $[0, t]$ и задается выражением

$$v_{0j}(t) = [1 - g_{01}(t) \cdot g_{10}(t) + g_{02}(t) \cdot g_{20}(t)]^{*(-1)}, \quad (4)$$

где звездочка * обозначает обыкновенную свертку

$$(1 - B(t))^{-1} = 1 + B(t) + B(t)B(t) + \dots \quad (5)$$

Предполагая,

$$A(t) = \begin{cases} 0, & t < T \\ 1, & t \geq T \end{cases} \quad (6)$$

Далее, вероятность безотказной работы для стационарного состояния определим в соответствии со следующим выражением

$$P(x, t) = \lim_{p \rightarrow 0} pP(x, p) = 1 - \alpha_1 L_1 - \alpha_2 L_2, \quad (7)$$

где $P(x, p)$ – преобразование Лапласа от $P(x, t)$,

$$\alpha_j = \int_0^{\infty} \bar{G}_j(t+x)dt, \quad j = 1, 2 \quad (8)$$

и L_j – представляет ожидаемое число отремонтированных элементов (профилактически сохраненных элементов) в единицу времени, а соответственно в стационарном состоянии задается выражением

$$L_1 = \frac{F(t)}{\frac{1}{\mu_1} F(t) + \frac{1}{\mu_2} f(t) + \int_0^{\tau} \bar{F}(t)dt}, \quad L_2 = \frac{\bar{F}(t)}{\frac{1}{\mu_1} F(t) + \frac{1}{\mu_2} f(t) + \int_0^{\tau} \bar{F}(t)dt}, \quad (9)$$

где определяем оптимальное время ПО T^* для увеличения $P(x, t)$, описываемое соотношением (3) [2]. Обозначим $V(t) = f(t)/F(t)$ и

$$\theta_1 = \frac{\alpha_1}{\frac{1}{\tau}(\alpha_1 - \alpha_2) + \frac{\alpha_1}{\mu_2} - \frac{\alpha_2}{\mu_1}} \quad (10)$$

Предположим, что интенсивность отказов $r(t)$ непрерывна и монотонно увеличивается $\alpha_1 > \alpha_2$ и $\alpha_2 / \mu_1 > \alpha_1 / \mu_2$.

Тогда:

- если $r(\infty) > \theta_1$, когда существует конечный и единственный интервал T^* ($0 < T^* < \infty$), который удовлетворяет соотношению

$$\left[\left(\frac{1}{\mu_1} F(t) + \frac{1}{\mu_2} F(t) + \int_0^T F(t) dt \right) (\alpha_1 - \alpha_2) \right] r(T) -$$

$$-(\alpha_1 - \alpha_2) F(T) \left[\left(\frac{1}{\mu_1} - \frac{1}{\mu_2} \right) r(T) + 1 \right] - \alpha_2 r(T) \left(\frac{1}{\mu_1} - \frac{1}{\mu_2} \right) = \alpha_2$$
); (11)

- если $r(\infty) \leq \theta_1$, то оптимальное время ПО $T^* = \infty$, т.е. ПО не проводилось.

Таким образом, из монотонности и непрерывности $q(t)$ следует существование конечного и единственного T^* , удовлетворяющего (11), которое максимизирует $P(x, t)$. Иначе, если $r(\infty) \leq \theta_1$, то $q(\infty) \leq \alpha_2$ и оптимум стратегии $T^* = \infty$ ПО.

Данные вопросы должны рассматриваться и с учетом экономических показателей, что особенно важно в современных условиях хозяйствования. Пусть:

C_1 – стоимость каждой восстановленной единицы РЭО;

C_2 – для каждой профилактически сохраненной единицы;

C_3 – для системы, отказавшей в момент t и не восстановленной за $(t+x)$.

Ожидаемая стоимость на единицу времени в стационарном состоянии

$$C(T) = C_1 L_1 + C_2 L_2 + C_3 (1 - P(x, t))$$
(12)

Упрощая соотношение (12), получим

$$C(T) = \frac{C_1 F(t) + C_2 \bar{F}(T) + C_3 [\alpha_1 F(T) + \alpha_2 \bar{F}(T)]}{\frac{1}{\mu_1} F(T) + \frac{1}{\mu_2} \bar{F}(T) + \int_0^T \bar{F}(T) dt}$$
(13)

Теперь мы будем искать оптимальное значение времени T^* , при котором минимизируется (13).

Считаем, что

$$\theta_2 = \frac{C_1 + C_3 \alpha_1}{\left(\frac{C_1}{\mu_2} - \frac{C_2}{\mu_1} \right) + C_3 \left(\frac{\alpha_1}{\mu_2} - \frac{\alpha_2}{\mu_1} \right) + \frac{1}{\tau} [(C_1 - C_2) + C_3 (\alpha_1 - \alpha_2)]}$$
(14)

Теперь мы имеем следующую стратегию профилактического обслуживания, минимизирующую ожидаемую стоимость.

Предположим, что интенсивность отказов $r(t)$ непрерывна и монотонно увеличивается $C_1 > C_2, C_1 / \mu_2 > C_2 / \mu_1$ и $\alpha_1 / \mu_2 > \alpha_2 / \mu_1$.

Получим:

- если $r(\infty) > \theta_2$, когда существует конечный и единственный интервал T^* ($0 < T^* < m$), который удовлетворяет соотношению

$$\begin{aligned} & \left[\left(\frac{1}{\mu_1} F(t) + \frac{1}{\mu_2} \bar{F}(t) + \int_0^t F(T) dt \right) (\alpha_1 - \alpha_2) \right] \left[(C_1 - C_2) + C_3 (\alpha_1 - \alpha_2) \right] r(T) - \\ & - [C_1 F(T) + C_2 \bar{F}(T) + C_3 [\alpha_1 F(T) + \alpha_2 \bar{F}(T)]] \left[\left(\frac{1}{\mu_1} - \frac{1}{\mu_2} \right) r(T) - \right. \\ & \left. - [(C_1 - C_2) + C_3 (\alpha_1 - \alpha_2)] F(T) \right] = C_2 + C_3 \alpha_2 \end{aligned} \quad ; \quad (15)$$

- если $r(\infty) \leq \theta_2$, то оптимальное время профилактического обслуживания $T^* = \infty$, то есть профилактическое обслуживание не проводится.

Проанализируем особенности обслуживания восстанавливаемого средства РТОП и ЭС, функциональное состояние которого контролируется в дискретные моменты времени. Мы предполагаем, что вероятность отказа наблюдалась в конкретных состояниях j (цикл нахождения в оных), $j = 1, 2, 3, \dots$. ПРВ равняется $f(j)$ со средним значением

$$\frac{1}{\tau} = \sum_{j=1}^{\infty} j f(j) \quad , \quad (16)$$

и вероятность того, что $B(p)$ системы завершены в цикле j ($j = 1, 2, 3, \dots$), если система отказала, равняется $q_1(j)$ с ее средним значением цикла

$$\frac{1}{\mu_2} = \sum_{j=1}^{\infty} j g_2(j) \quad , \quad (17)$$

если имело место ПО.

Определяем вероятность безотказной работы $P(n, N)$ для дискретной модели как вероятность того, что система либо находится в рабочем состоянии N -ом цикле, либо, в противном случае, ремонтируется в $(N + n)$ -ом цикле.

Кроме того, рассмотрим ПО для вышеприведенной ситуационной модели. Если система работает в течение циклов без отказа, мы останавливаем ее работу для ПО. Тогда для стационарного режима получим

$$P(n, n_0) = 1 - \frac{\beta_1 \sum_{j=1}^{n_0} f(j) + \beta_2 \sum_{j=n_0+1}^{\infty} f(j)}{\frac{1}{\mu_1} \sum_{j=1}^{n_0} f(j) + \frac{1}{\mu_2} \sum_{j=n_0+1}^{\infty} f(j) + \sum_{k=1}^{n_0} \sum_{j=k}^{\infty} f(j)} \quad , \quad (18)$$

где

$$\beta_1 = \sum_{k=1}^{\infty} \sum_{j=k+n}^{\infty} g_1(j)$$

Соотношение (18) использовано для определения оптимального времени проведения профилактических мероприятий при следующих ситуациях:

$r(\infty) > \theta_3$ и $r(\infty) \leq \theta_3$. Получаем ожидаемые стоимости процессов и интервальные оценки времени проведения работ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кокс Д.Р., Смит В.Л. Теория восстановления. – М.: Сов. Радио, 1967. – 300 с.
2. Трулав А. Эксплуатационная надежность и профилактические работы // Оптимальные задачи надежности // Под ред. И.А. Ушакова. – М.: Связь, 1968. – С. 256-262.

МОДЕЛИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГОТОВНОСТИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

Солозобов М.Е.
m.solozobov@mstuca.aero

Кафедра основ радиотехники и защиты информации
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Средства радиотехнического обеспечения полётов и электросвязи оказывают значительное влияние на уровни безопасности полетов, так как являются основными источниками информации для диспетчерского состава, на основании которой последние принимают решения. Сами средства представляют собой сложные комплексы, состоящие из ряда подсистем, отказ каждой из которых влечет недопустимый уровень функциональной готовности. Рассматривается модель оценки коэффициента готовности системы при отказе одного из функциональных элементов и получены выражения для вероятностных оценок нахождения рассматриваемого оборудования в одном из функциональных состояний.

Для подавляющего большинства радиотехнических средств обеспечения полетов (РТОП) и электросвязи (ЭС) характерно использование резервирования для обеспечения эксплуатационной готовности. Учитывая сложность структуры оборудования можно предположить, что отказ всей системы может быть вызван отказом одной из подсистем.

В этом случае периоды восстановления наряду со временем проведения тех или иных мероприятий по техническому обслуживанию (ТО) будут распределены произвольным образом.

Предположим, что:

- существует K режимов отказа, состояние устройства описывается номером режима отказа;
- состояние L соответствует рабочему состоянию;
- восстановление переводит систему в рабочее состояние и не может привести к повреждению какой-либо другой части системы;
- возможны переходы из состояния L в состояние j и обратно, $j = 1, 2, \dots, K$;
- вероятность того, что за бесконечно малый промежуток времени произойдет более одного события, равна 0.

Введем следующие обозначения:

- L – количество режимов отказа.
- $P_i(t)$ – вероятность нахождения устройства в состоянии i в момент времени t , $i = 0, 1, \dots, L$.
- j – отказ устройства в соответствии с режимом j , $j = 1, 2, \dots, L$.
- $f_j(y, t)$ – плотность вероятности относительно времени восстановления того, что устройство в момент времени находится в состоянии j , и с момента начала восстановления прошло время t .
- $\mu_j(y)$, $q_j(y)$ – интенсивность восстановления и функция плотности вероятности времени восстановления в случае, когда устройство находится в состоянии j , и с момента начала восстановления прошло время y .
- $\lambda_j(y)$ – интенсивность отказов устройства в режиме j .
- $A(S)$ – преобразование Лапласа для функции оперативной готовности устройства.
- A – стационарная готовность устройства.
- S – переменная преобразования Лапласа.

Диаграмма переходов для рассматриваемой модели восстанавливаемого устройства со многими состояниями показано на рис. 1.

Система дифференциальных уравнений, описывающих изменения функциональных состояний имеет следующий вид [1]

$$dP_0(t)/dt + \sum_{j=1}^L \lambda_j P_0(t) = \sum_{j=1}^L \int_0^{\infty} f_j(y, t) \mu_j(y) dy, \quad (1)$$

$$f_j(0, t) = \lambda_j P_0(t) \quad \text{для} \quad j = 1, 2, \dots, L, \quad (2)$$

$$\partial f_j(y, t) / \partial t + \partial f_j(y, t) / \partial y + \mu_j(y) f_j(y, t) = 0. \quad (3)$$

Запишем преобразование Лапласа функции плотности вероятности времени восстановления $q_j(y)$ в виде

$$G_j(s) = \int_0^{\infty} \exp(-sy) q_j(y) dy, \quad j = 1, 2, \dots, L. \quad (4)$$

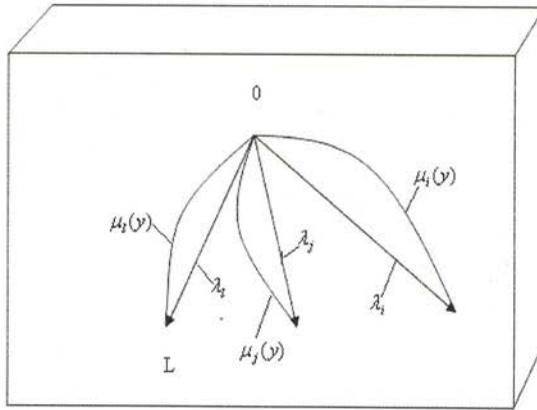


Рисунок 1. Диаграмма переходов восстанавливаемого устройства.

Тогда преобразование Лапласа для решений уравнений (1-3) будет иметь вид

$$f_j(s) = \lambda_j P_0(s) [1 - G_j(s)] / s, \quad j = 1, 2, \dots, L, \quad (5)$$

и

$$P_0(s) = \left\{ s + \sum_{j=1}^L \lambda_j [1 - G_j(s)] \right\}^{-1}. \quad (6)$$

Преобразование Лапласа функции оперативной готовности рассматриваемого устройства со многими состояниями равно

$$A(s) = P_0(s). \quad (7)$$

Далее, применяя к уравнению (7) теорему о конечном значении преобразования Лапласа, получаем выражение для функции стационарной готовности

$$A = \lim_{t \rightarrow \infty} P_0(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s P_0(s) = \left\{ 1 + \sum_{j=1}^L \lambda_j \lim_{s \rightarrow 0} [1 - G_j(s)] / s \right\}^{-1}. \quad (8)$$

Рассмотрим следующие ситуации:

1. Если время восстановления постоянно, т.е. $\mu_j(y) = \mu_j = \text{const}$, то

$$G_j(s) = \mu_j / (s + \mu_j), \quad \text{для } j = 1, 2, \dots, L. \quad (9)$$

Следовательно, уравнения (2-4, 6) сводятся к уравнениям

$$P_j(s) = [\lambda_j / (s + \mu_j)] P_0(s), \quad j = 1, 2, \dots, L, \quad (10)$$

$$A(s) = P_0(s) = \left\{ s \left[1 + \sum_{j=1}^L \lambda_j / (s + \mu_j) \right] \right\}^{-1}, \quad (11)$$

$$A = \left[1 + \sum_{j=1}^L (\lambda_j / \mu_j) \right]^{-1}. \quad (12)$$

2. В случае, когда время восстановления постоянно и $L = 3$, уравнение (12) совпадает с представленным в [2]. Соотношения (11, 12) позволяют произвести оценку готовности оборудования и, следовательно, использоваться при анализе влияния рассматриваемых средств на комплексные характеристики систем УВД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Барзилович Е.Ю., Емельянов В.Е., Смирнов В.В., Топчев В.П. Некоторые оптимальные алгоритмы управления в системах различной природы. // Межв. сб. научн. тр., №32, М.: 2000. – С. 5-16.
2. Стойкова Л.С. Выбор оптимального периода обслуживания систем с временным резервом. // Кибернетика и системный анализ, №1, 1994. – С. 118-123.

**РАЗРАБОТКА ОБЩЕЙ СХЕМЫ АЛГОРИТМА
ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА
НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Додонов К.Н., Чинючин Ю.М.
kerat1@mail.ru

Кафедра технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Рассматривается общий алгоритм имитационного моделирования процесса наземного обслуживания воздушных судов в оперативном цикле эксплуатации в аэропортах гражданской авиации.

Основным этапом моделирования процесса функционирования сложной системы является построение имитационной модели. Такая модель должна удовлетворять двум взаимоисключающим условиям – быть достаточно простой и адекватной реальным условиям эксплуатации. Упрощение описания исследуемой системы необходимо для получения возможности формирования аналитических зависимостей с последующей их реализацией на ЭВМ. С другой стороны, имитационная модель должна охватывать достаточное количество характеристик исследуемой системы, чтобы быть адекватной. В противном случае моделирование процесса функционирования системы наземного обслуживания воздушных судов (НОВС) теряет смысл, поскольку результаты такого моделирования нельзя считать положительными.

Моделирование процессов используется при решении различных производственных и инженерных задач и представляет собой определение требуемых характеристик, исходя из полученных аналитических моделей. Однако в настоящее время более эффективным средством моделирования является применение ЭВМ, которые позволяют не только строить имитационные модели, но и оперировать ими. Преимуществом указанного подхода является возможность исследования процессов, протекающих в системе (объекте), в заданных временных и пространственных границах – это позволяет детально изучить механизмы любых изменений в системе (объекте). При этом продолжительность натурального эксперимента с исследуемым объектом в реальных условиях может быть слишком велика или слишком мала, что затрудняет наблюдение за объектом и получение достоверных результатов

исследования. Кроме того, исследование процесса функционирования системы НОВС без построения моделей предполагает значительные материальные, организационные и временные затраты. Таким образом, для решения поставленных задач наиболее целесообразно использовать метод имитационного моделирования, что также подтвердил проведённый анализ других методов. Отметим, что указанный метод неприемлем для проведения сертификационных испытаний различных объектов в гражданской авиации (средств механизации, оборудования и т.д.).

Построенная имитационная модель реализуется на ЭВМ в соответствии с блочно-модульным принципом, который предполагает создание совокупности отдельных блоков (модулей) и организацию взаимодействия (связей) между ними. Взаимодействие указанных модулей в пространстве и времени позволяет выполнять функции, возложенные на каждый конкретный модуль и программу в целом. При рассмотрении алгоритма можно условно выделить три группы таких модулей. В первую группу входят модули, в которых непосредственно моделируется процесс функционирования системы НОВС. Ко второй группе относятся модули, позволяющие изменять условия функционирования исследуемой системы. Наконец, третью группу составляют вспомогательные модули, позволяющие выводить и обрабатывать результаты моделирования, а также обеспечивающие взаимодействие модулей первой и второй групп. Условия функционирования системы НОВС представляют собой параметры, которые могут быть заданы до начала работы программы (начальные условия) или изменены после её запуска. Также имитационная модель содержит набор переменных, которые инициализируются пользователем в зависимости от требуемого режима работы программы.

Для любого процесса, в том числе имитационного моделирования поведения исследуемого объекта, можно определить показатели его эффективности. Эффективность имитационного моделирования характеризуется:

- Точностью и достоверностью результатов моделирования; данный показатель определяет применимость построенной модели к реальным условиям эксплуатации, то есть её адекватность;
- Затратами вычислительных ресурсов ЭВМ на эксплуатацию построенной модели;
- Финансовыми затратами на разработку и эксплуатацию модели.

В связи с этим к имитационной модели предъявляются следующие требования:

- Количество параметров системы НОВС, которыми оперирует модель, должно быть необходимым и достаточным для получения точных и достоверных результатов; таким образом, обеспечивается адекватность модели реальным условиям эксплуатации;
- Модель должна обеспечивать возможность изменения большинства параметров, которыми она оперирует, в процессе имитационного

моделирования; таким образом, осуществляется моделирование различных ситуаций, в которых функционирует система НОВС. Данный показатель характеризует гибкость модели;

- Реализация имитационной модели на ЭВМ должна осуществляться в соответствии с блочно-модульным принципом; таким образом, обеспечивается модернизация модели без изменения её структуры и дополнительных материальных и временных затрат;
- Структура имитационной модели должна обеспечивать минимальную продолжительность разработки и реализации на ЭВМ, а также минимальное количество задействованных при этом ресурсов;
- Реализация имитационной модели на ЭВМ (программа) должна быть совместима с существующими техническими и программными средствами, способными обеспечить её эффективную работу и благоприятный для пользователя интерфейс. Эффективность работы технических средств оценивается по быстродействию и объёму оперативной памяти.

Общая схема алгоритма имитационного моделирования процесса наземного обслуживания воздушных судов представлена на рис. 1.

Структура алгоритма представляет собой совокупность различных модулей, которые в зависимости от выполняемых функций подразделяются на основные и вспомогательные. В основных модулях непосредственно моделируется исследуемый процесс, то есть реализуются те функции, выполнение которых является целью разработки программы. К основным относятся следующие модули представленного алгоритма: 3, 15, 17, 19 и 21. Остальные модули можно рассматривать как вспомогательные. Они также являются неотъемлемой частью алгоритма имитационного моделирования, однако не характеризуют состояние моделируемого процесса. Вспомогательные модули служат для ввода и вывода данных (2, 22, 25), изменения установленных параметров моделирования (5, 7, 9, 11, 13), вычисления требуемых показателей (24), определения режима работы программы (4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18, 20, 23, 26), а также обеспечения взаимодействия и функционирования основных модулей алгоритма.

Здесь и далее нумерация модулей алгоритма осуществляется в соответствии со схемой, приведённой на рис. 1. Рассмотрим функции, выполняемые в каждом модуле алгоритма имитационного моделирования процесса НОВС.

Модуль № 2. В данном модуле осуществляется ввод исходных данных, необходимых для имитационного моделирования процесса функционирования системы НОВС. На первом этапе осуществляется ввод данных из 5 файлов, содержащих информацию об обслуживаемых ВС, выполняемых в течение базового периода (24 часа) авиарейсах, технологических операциях по обслуживанию ВС, используемых при этом топливозаправщиках и авиационных контейнерах. Формы представления данных в этих файлах приведены в таблицах 1-5. На втором этапе осуществляется ввод трёх

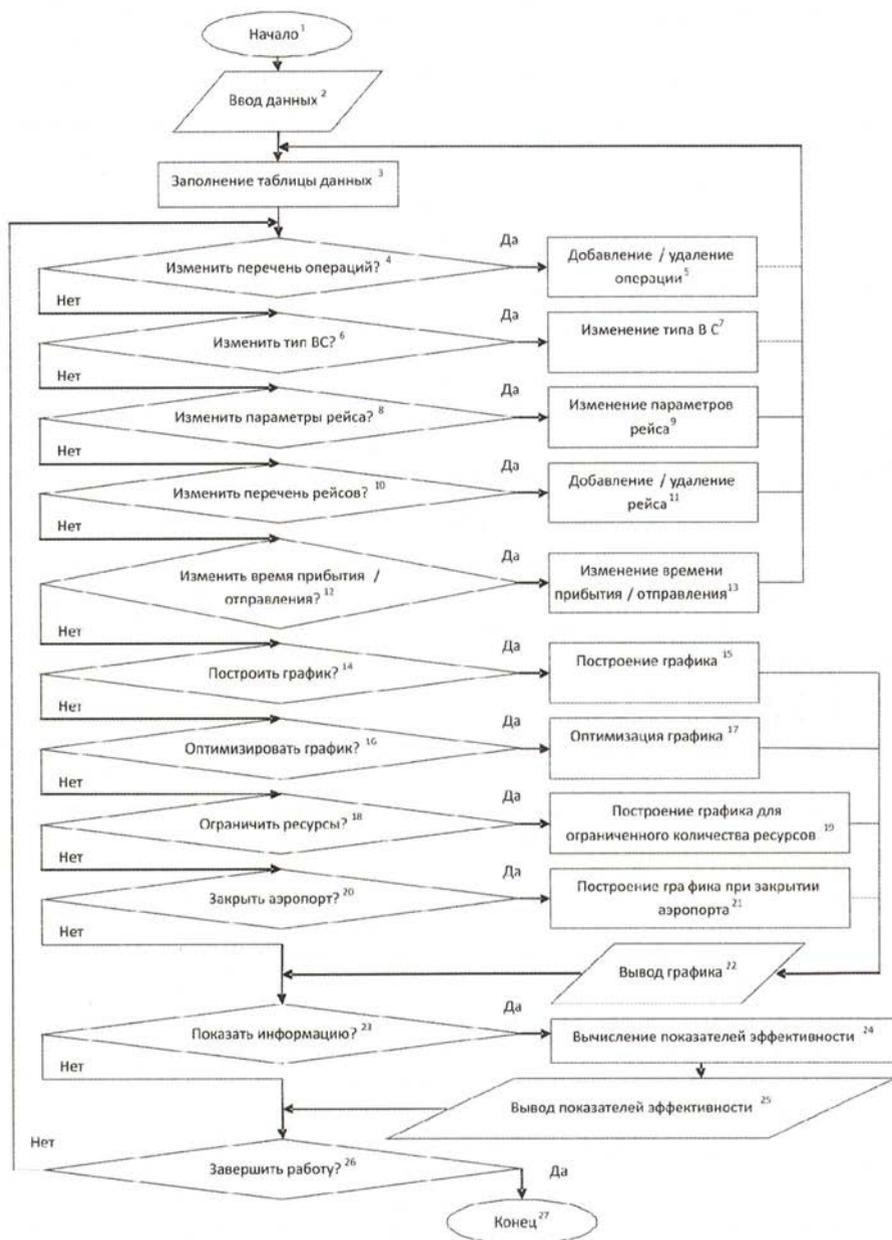


Рисунок 1. Общая схема алгоритма имитационного моделирования процесса наземного обслуживания воздушных судов.

динамических матриц: матрицы выполняемых авиарейсов, матрицы параметров авиарейсов и матрицы операций по обслуживанию ВС (с последующей её корректировкой). После этого управление работой программы передаётся в модуль № 3. Отметим некоторые особенности исходных данных, содержащихся в файлах.

Данные заносятся в файлы пользователем до начала работы с программой. Некорректное заполнение файлов приводит к сбою в работе программы. Воздушные суда подразделяются на три группы: пассажирские, транспортные и грузопассажирские (конвертируемые) – в зависимости от значения, указанного в графе «Количество пассажиров». Виды авиационных контейнеров, используемых на конкретном типе ВС, должны совпадать с видами контейнеров, указанными в соответствующем файле. Авиарейсы могут располагаться в произвольном порядке, поскольку в программе осуществляется их принудительная сортировка по возрастанию времени начала обслуживания. Если тип ВС, назначенный для выполнения конкретного рейса, отсутствует в соответствующем файле, для его выполнения будет назначен самолёт типа Boeing-737-300 (по умолчанию). Характер выполняемого рейса определяется по времени его прибытия или отправления. В файле с информацией о технологических операциях, выполняемых при обслуживании ВС, содержатся данные о 60 операциях. Количество операций может быть увеличено, однако это потребует внесения добавленных операций в технологию обслуживания ВС, что с учётом модульной структуры алгоритма не представляет значительных трудностей.

Модуль № 3. В данном модуле осуществляется заполнение таблицы данных с указанием рейсов в порядке обслуживания и календарного времени выполнения каждой операции при обслуживании каждого рейса. Исходными данными для функционирования модуля № 3 являются характер выполняемого рейса, тип обслуживаемого ВС, перечень операций и объём работ по обслуживанию ВС. Технология обслуживания ВС описана в самом модуле, продолжительность операций определяется, исходя из объёма выполняемых работ. Результатом работы модуля является представление технологического графика обслуживания авиарейсов в табличной форме.

Модуль № 5. В данном модуле осуществляется добавление или удаление выбранной операции для выбранного авиарейса. При этом определяется возможность изменения перечня операций при обслуживании ВС конкретного типа.

Модуль № 7. В данном модуле осуществляется замена типа ВС для выбранного рейса с соответствующей корректировкой типа ВС в таблице исходных данных. После этого выполняется повторный ввод исходных данных в последовательности, описанной выше (см. Модуль № 2).

Модуль № 9. В данном модуле осуществляется ввод пользователем параметров выбранного авиарейса с использованием различных средств, которые содержит интерфейс программы. Для каждого авиарейса установлено

25 параметров. Также модуль № 9 позволяет определять корректность введенных данных.

Модуль № 11. В данном модуле осуществляется добавление или удаление (отмена) выбранного авиарейса из матрицы авиарейсов.

Модуль № 13. В данном модуле осуществляется изменение времени прибытия или отправления авиарейса (согласно выбору пользователя) с соответствующей корректировкой указанного времени в таблице исходных данных. Сортировка авиарейсов на данном этапе не производится.

Модуль № 15. Данный модуль позволяет строить технологический график обслуживания авиарейсов в порядке возрастания времени обслуживания в полном соответствии с исходными данными.

Модуль № 17. Данный модуль позволяет строить технологический график обслуживания авиарейсов с использованием минимально возможного количества ресурсов аэропорта. При этом выполняется значительная корректировка СПП без изменения исходных данных.

Модуль № 19. В соответствии с выбранной пользователем операцией данный модуль позволяет строить технологический график обслуживания авиарейсов с использованием минимально возможного количества ресурсов аэропорта, задействованных при выполнении указанной операции. При этом также выполняется корректировка СПП без изменения исходных данных.

Модуль № 21. Для функционирования данного модуля необходимо ввести время закрытия T_{Zakr} и открытия T_{Otkr} аэропорта. После этого данный модуль позволяет строить технологический график обслуживания авиарейсов в условиях прекращения приёма и выпуска ВС аэропортом в течение заданного времени. После открытия аэропорта моделируется подготовка к полёту и выпуск задержанных авиарейсов, при этом осуществляется принудительная оптимизация графика (см. Модуль № 17).

Модуль № 22. Данный модуль обеспечивает представление технологического графика обслуживания авиарейсов в удобной для восприятия графической форме с указанием перечня выполняемых операций при обслуживании ВС.

Модуль № 24. В данном модуле на основании фактически выполненных работ по обслуживанию ВС осуществляется расчёт показателей эффективности функционирования конкретных единиц ресурсов и служб аэропорта. Кроме того, для нештатных и сбойных ситуаций (характеризуемых недостатком ресурсов аэропорта или прекращением приёма и выпуска ВС) определяются особые показатели, характеризующие конкретную ситуацию. Полученные показатели выводятся не только в абсолютных (минуты), но и в относительных величинах (проценты).

Модуль № 25. Данный модуль обеспечивает вывод полученных показателей эффективности производственных процессов в аэропорту в табличной форме. При этом различаются общие показатели, характеризующие

Таблица 1. Форма представления данных в файле «Авиарейсы».

Номер рейса	Авиакомпания	Тип ВС	Бортовой номер ВС	Маршрут полёта	Время прибытия	Время отправления
-------------	--------------	--------	-------------------	----------------	----------------	-------------------

Таблица 2. Форма представления данных в файле «Воздушные суда».

Тип ВС	Количество пассажиров	Тегтран	1 автотран	2 автотран	Встроенный тран	Тип контейнров	Количество контейнров	Допустимая загрузка отсеков	Масса пустого ВС	Коммерческая загрузка ВС	Взятая масса ВС	Масса топлива	Противо-облётенная обработка ВС	Бортовое питание	Уборка ВС	Количество двигателей
--------	-----------------------	---------	------------	------------	-----------------	----------------	-----------------------	-----------------------------	------------------	--------------------------	-----------------	---------------	---------------------------------	------------------	-----------	-----------------------

Таблица 3. Форма представления данных в файле «Технологические операции».

Наименование операции	Ответственная служба	Исполнитель работ
-----------------------	----------------------	-------------------

Таблица 4. Форма представления данных в файле «Топливозаправщики».

Тип ТЗ	Объём цистерны	Производительность ТЗ	Время развёртывания ТЗ
--------	----------------	-----------------------	------------------------

Таблица 5. Форма представления данных в файле «Авиационные контейнеры».

Тип контейнера	Допустимая загрузка контейнера	Масса пустого контейнера
----------------	--------------------------------	--------------------------

эффективность работы системы НОВС и ситуацию в аэропорту в целом, и показатели, определяемые для каждого авиарейса.

Модули №№ 4, 6, 8, 10 и 12 определяют возможность выбора пользователем (оператором, диспетчером, ЛПР) функции, позволяющей вносить изменения в условия моделирования исследуемого процесса (исходные данные).

Модули №№ 14, 16, 18 и 20 позволяют пользователю выбрать условия функционирования аэропорта, для которых следует смоделировать работу системы НОВС.

Модули №№ 23 и 26 обеспечивают выбор пользователем режима работы программы и выполняют вспомогательную функцию, направленную на создание благоприятного интерфейса.

Отметим, что наиболее интересные функции выполняются в модулях №№ 15, 17, 19 и 21. Соответствующие функции подлежат дальнейшей разработке и детализации с составлением схем алгоритмов, что будет выполнено в последующих работах.

Разработанный алгоритм имитационного моделирования был реализован при создании специализированного программного обеспечения – автоматизированной системы построения технологических графиков комплексной подготовки ВС к полёту. Полученное программное обеспечение позволяет решать следующие задачи:

- Построение технологических графиков обслуживания ВС по трём регламентам;
- Определение суточных и долгосрочных потребностей аэропорта в ресурсах, необходимых для обеспечения выполнения расписания движения ВС;
- Корректировка расписания движения ВС с учётом фактического состояния системы НОВС аэропорта;
- Организация работы служб аэропорта и распределение ресурсов аэропорта по обслуживаемым рейсам в штатных, нештатных и сбойных ситуациях;
- Организация контроля за выполнением работ по обслуживанию рейсов;
- Определение показателей эффективности функционирования системы НОВС и её элементов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зайцев Е.Н. Синтез комплексной системы управления смешанными перевозками.- СПб.: Университет ГА, 2005.-265с.
2. Староселец В.Г., Кежаев В.А., Анисимов В.Г. Теория управления и методы обоснования и принятия решений.- СПб.: МВАУ, 2004.-432с.

МОДЕЛЬ СБОРА И ОБРАБОТКИ СООБЩЕНИЙ О ДВИЖЕНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Глаговский К.А., Моисеев О.В., Рудельсон Л.Е.
allerill@gmail.com, silencer2006@yandex.ru, l-rudelson44@yandex.ru

Кафедра вычислительных машин, комплексов, систем и сетей
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Реформирование единой системы организации воздушного движения в России выдвигает ряд инженерных и теоретических проблем, таких как выбор рациональной схемы сбора, обработки, хранения и рассылки аэронавигационной и плановой информации. В работе обсуждается аналитическая модель централизованной системы сбора и обработки планов полетов главного центра планирования и регулирования потоков воздушного движения, позволяющая рационально организовать функционирование системы на основе новых информационных технологий в гражданской авиации.

1. ВВЕДЕНИЕ

Одной из главных задач аэронавигационной системы (АНС) является создание условий, гарантирующих всем пользователям воздушного пространства (ВП) доступ к ее ресурсам, необходимым для удовлетворения эксплуатационных потребностей и обеспечения высокого уровня безопасности полетов. На ее решение нацелена модернизация аэронавигационной службы России. С этой целью создается единая федеральная электронная база аэронавигационной информации (АНИ). Осуществляется реформирование системы планирования использования воздушного пространства (ИВП) и подсистемы организации потоков воздушного движения (ОПВД). Изменены функции оперативных органов Единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД) России, их организационная структура. Объединены военные и гражданские секторы центров ЕС ОрВД. На первый план выдвинуты интеграция планирования на трассах и вне трасс в главном, зональных и районных центрах (ГЦ, ЗЦ, РЦ), создание централизованной федеральной системы планирования ИВП (ПИВП).

Эти мероприятия намечены на самом высоком уровне: постановление Аэронавигационного совета (Коллегии) [1], распоряжение Правительства [2], указ Президента РФ [3]. Техническая реализация принятых решений требует их тщательного научного анализа и обоснования. Необходимо определить условия работы системы, при соблюдении которых новые организационные решения будут максимально способствовать достижению поставленной цели. В настоящей работе на примере централизации обработки планов полетов обсуждаются некоторые результаты исследования проблемы.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Концепция централизованной службы обработки планов полетов (ЦСОПП), заложенная в программу реформирования ПИВП, отвергает традиционный порядок рассылки плановых сообщений из аэропорта вылета во все органы ОВД по маршруту полета и в специальные адреса, заменяя его требованием отправки сообщений в единственный адрес ГЦ ЕС ОрВД. Специалисты ГЦ уполномочены исправлять противоречия в тексте заявки и согласовывать с составителем новую редакцию, которая затем включается в суточный план ИВП и рассылается из ГЦ по адресам согласно Табелю сообщений о движении воздушных судов (ВС).

Преимущества централизации очевидны. Только в центре, владеющем всей полнотой актуальной аэронавигационной и плановой информации, возможно оптимальное планирование и регулирование потоков ВС. Очевидны и недостатки: рост риска ошибочного решения, замедление реакции системы на изменения условий выполнения полетов, возрастание трафика в линиях связи и нагрузки на персонал, снижение живучести.

Задачей исследования в ситуации, когда организационное решение уже принято к исполнению, становится выбор параметров системы, обеспечивающих рациональное выполнение ее функций. В этом направлении получены обнадеживающие теоретические результаты для оценки эффективности «в среднем по времени» централизованной обработки данных различной приоритетности по известным критериям длительности ожидания и вероятности отказа в обслуживании. Задачи систем с приоритетами возникают в авиации не только при анализе показателей работы авиационной электросвязи, но и при формировании очередности аэродромных операций, распределении частот радиообмена по каналам автоматического зависимого наблюдения и вообще в случаях ограниченности ресурсов обслуживания.

Отправным пунктом служит предположение о правомерности замены случайной величины длины очереди заявок в системе ее наиболее вероятным значением [4]. Рассмотрим для конкретных соотношений параметров модели области их изменения, в которых использование предлагаемых методов не связано с высокой погрешностью расчетов.

Состояние очереди заявок в общем буферном накопителе (БН) можно пояснить простыми рассуждениями (рис. 1). Согласно правилам приоритетного

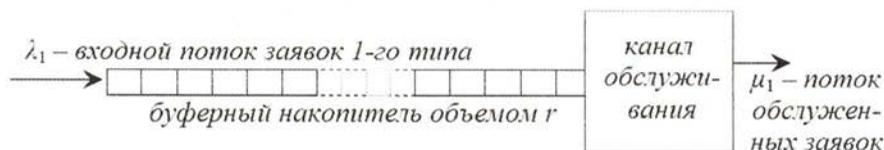


Рисунок 1. Гипотеза равновесного состояния системы.

обслуживания, все ресурсы системы предпочтительно предоставлены заявкам высокого приоритета (ЗВП). Они обрабатываются в порядке поступления, они принимаются в БН, а если в системе нет свободных мест для ожидания, тогда поступившая ЗВП вытесняет из очереди заявку низкого приоритета (ЗНП) и занимает ее место. Гипотеза равновесного состояния говорит о том, что процесс обслуживания ЗВП описывается марковской цепью, что заявки менее высоких приоритетов в штатных условиях не оказывают на него существенного влияния, и характеристики работы можно рассчитать по классическим формулам.

Далее, согласно аргументам теории выбросов, нештатные условия, когда выдвинутая гипотеза «не работает», вызываются ситуацией, при которой в процессе обработки заявки низшего приоритета происходит переполнение БН заявками первого типа. Тогда возникают потери заявок высшего приоритета, не анализируемые известными формулами. Их необходимо учесть в выдвигаемой гипотезе с помощью нахождения вероятностных характеристик выбросов и количественной оценки урона, наносимого ими приоритетному потоку.

Следующий шаг – исследование условий обслуживания потока ЗНП. В штатных условиях ему предоставлена часть БН, свободная от ЗВП, т.е. известное количество r мест для ожидания за вычетом случайной величины длины L_1 очереди заявок первого типа. Нужно научиться рассчитывать эту величину. Далее, ЗНП назначаются на обслуживание только при отсутствии ЗВП. Нужно научиться рассчитывать либо время, в течение которого система массового обслуживания (СМО) свободна от ЗВП, либо оперировать параметром создаваемой ими загрузки, чтобы оценить ресурсы, предоставленные ЗНП. Тогда можно представить марковской цепью и процесс обслуживания второго потока, чтобы найти количественные соотношения, связывающие вероятность потери заявки и время ожидания с параметрами СМО. В дополнение к штатному режиму, как и при анализе условий обслуживания ЗВП, следует учесть ситуации, при которых БН переполняется заявками второго типа, и в системе возникает поток отказов в их обслуживании, не учтенный известными формулами.

3. ФОРМАЛИЗАЦИЯ МОДЕЛИ

С помощью аналогичных рассуждений нетрудно [4] сформулировать гипотезу равновесного состояния для общего БН с приоритетным приемом заявок произвольного количества m входящих потоков, упорядоченных шкалой относительных приоритетов (рис. 2).

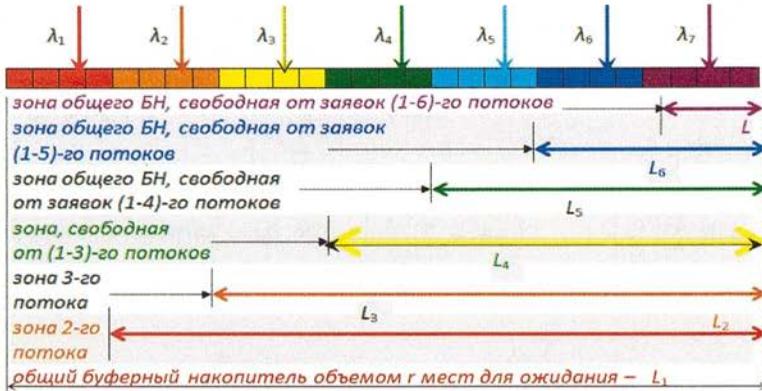


Рисунок 2. Гипотеза равновесного состояния для m потоков.

Выдвигаемая гипотеза состоит в том, что равновесное состояние СМО с относительными приоритетами и приоритетным приемом заявок m потоков в общий БН емкостью r мест для ожидания может быть представлено композицией m моделей с однородными входящими потоками. Для каждой i -й составляющей, описывающей условия обслуживания i -го потока, должно вычисляться собственное значение количества r_i' мест для ожидания и создаваемая всеми более приоритетными потоками загрузка канала. Учитываются дополнительные потери в условиях выбросов, когда ЗВП переполняют ограниченный БН и теряются в сеансах обслуживания неприоритетных заявок. В такой постановке удастся формализовать задачу и получить аналитические выражения для оценки вероятностей отказа по каждому входному потоку. Расчетные формулы распространены на случай произвольного количества каналов СМО и проверены методом статистического моделирования (рис. 3).

Вероятность π_k потери заявки для k -го потока

$$\pi_k = \frac{\left(\sum_{i=1}^k \rho_i \right)^{r - (1+\vartheta^2)\gamma_k \sum_{i=1}^{k-1} \frac{\rho_i}{\gamma_i}} \left(1 - \sum_{i=1}^k \rho_i \right)}{1 - \left(\sum_{i=1}^k \rho_i \right)^{r - (1+\vartheta^2)\gamma_k \sum_{i=1}^{k-1} \frac{\rho_i}{\gamma_i} + 1}},$$

если $(1+\vartheta^2)\gamma_k \sum_{i=1}^k \frac{\rho_i}{\gamma_i} \leq r$, где $\gamma_i = \mu_i / \mu_i$ – соотношение параметров обслуживания или обратных им величин среднего времени T_i хранения заявки в БН $\gamma_i = T_i / T_1$.

$$\pi_k = \frac{\left(\sum_{i=1}^k \rho_i \right)^{r - (1+\vartheta^2)\gamma_j \sum_{i=1}^{k-1} \left(\frac{\rho_i}{\gamma_i} \right)}}{1 - \left(\sum_{i=1}^k \rho_i \right)^{r - (1+\vartheta^2)\gamma_j \sum_{i=1}^{k-1} \left(\frac{\rho_i}{\gamma_i} \right) + 1}} + \sum_{j=k}^m \delta_{jk} \rho_j \frac{1}{1 + \sum_{i=1}^k \rho_i} \left[1 - \frac{\gamma_k \left[r - (1+\vartheta^2) \gamma_j \sum_{i=1}^{k-1} \left(\frac{\rho_i}{\gamma_i} \right) \right]}{(1+\vartheta^2) \gamma_j \rho_k} \right] \right],$$

если $(1+\vartheta^2)\gamma_j \sum_{i=1}^{k-1} \left(\frac{\rho_i}{\gamma_i} \right) \leq r < (1+\vartheta^2)\gamma_j \sum_{i=1}^k \left(\frac{\rho_i}{\gamma_i} \right)$, где δ_{jk} – символ Кронекера; $j, k = \{1, \overline{m}\}$, m – количество входных потоков.

$$\pi_k = \frac{\sum_{i=1}^k \rho_i}{1 + \sum_{i=1}^k \rho_i}, \text{ если } (1+\vartheta^2)\gamma_j \sum_{i=1}^k \left(\frac{\rho_i}{\gamma_i} \right) > r.$$

Создатели авиационной электросвязи понимали, что каждая телеграмма должна поступить к адресату, но в реальной системе достичь стопроцентной вероятности невозможно. Были разработаны инженерные идеи, позволившие решить проблему за счет перезапросов пропущенных телеграмм и повторных запросов некорректных сообщений. Как следствие, потерь телеграмм практически нет, но если система организована плохо, то она сама себя перегружает потоком повторных запросов. И задача состоит в том, чтобы рационально организовать процесс сбора и обработки, чтобы вероятности перезапросов и потери заявок стремились к минимуму и были упорядочены по приоритетам (рис. 3).

Графики рис. 3 показывают, что расчетные данные в области справа от точек излома кривых $\pi_i = f(\gamma)$ в меньшей степени согласуются с результатами моделирования, что нетрудно объяснить следующими рассуждениями.

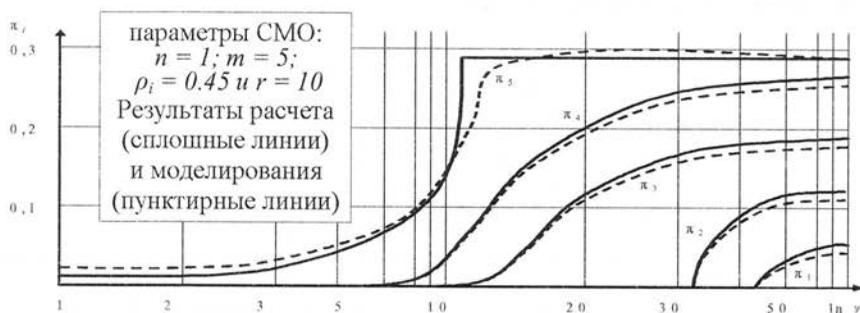


Рисунок 3. Кривые $\pi_i = f(\gamma)$ для СМО с общим буферным накопителем.

4. УТОЧНЕНИЕ ФОРМУЛ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Вероятность потери заявки справа от точки излома определена из физического смысла модели и ее особенностей: при невыполнении неравенства $(1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma \leq r$ весь БН предоставлен в распоряжение потока ЗВП. Заявки второго типа, даже если они ожидают в очереди, вытесняются из системы и, следовательно, их обслуживание осуществляется справа по оси γ от точки $(1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma = r$ по правилам для СМО без БН ($r = 0$). Вероятность их потерь в такой модели

$$\pi_2 = \frac{\rho_\Sigma(1 - \rho_\Sigma)}{1 - \rho_\Sigma^2} = \frac{\rho_\Sigma}{1 + \rho_\Sigma}, \text{ если } (1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma > r.$$

Суммирование загрузки по обоим потокам $\rho_\Sigma = \rho_1 + \rho_2$ подчеркивает тот факт, что обслуживание ЗНП производится лишь при отсутствии ЗВП. Вероятность P_2 обслуживания ЗНП в условиях приоритетной записи справа от точки $(1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma = r$ по оси γ вычисляется как дополнение π_2 до единицы

$$P_2 = 1 - \pi_2 = 1 - \frac{\rho_\Sigma}{1 + \rho_\Sigma} = \frac{1}{1 + \rho_\Sigma}, \text{ если } (1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma > r.$$

Тогда формула для оценки вероятности π_1 потери ЗВП при произвольных соотношениях L_1 и r

$$\pi_1 = \frac{\rho_1^{r+1}(1 - \rho_1)}{1 - \rho_1^{r+2}} + \delta \frac{\rho_\Sigma}{1 + \rho_\Sigma} \left[1 - \frac{r}{(1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma} \right],$$

где $\delta = \begin{cases} 0, & \text{если } (1 + \vartheta^2)\rho_1 \gamma \leq r, \\ 1 & \text{в противном случае} \end{cases}$, остальные символы определены выше.

Однако из рис. 3 нетрудно видеть, что справа от точки излома имеет место резкий рост величины вероятности π_1 потери ЗВП, и реальная нагрузка СМО потоком высокого приоритета ρ_{1r} соответственно снижается до $\rho_{1r} = (1 - \pi_1)\rho_1$. Для преодоления этого затруднения следует использовать итеративную процедуру уточнения расчета, состоящую из следующих шагов.

1. Вычислить значения вероятностей π_i потери заявки по формулам п. 3.
2. Для каждой расчетной точки вычислить величины реальной загрузки ρ_{ir} и найти суммарную нагрузку ρ_Σ потоками высоких приоритетов.
3. Рассчитать новые значения π_i справа от точки излома кривой $\pi_i = f(\gamma)$.

Выход из процедуры производится по достижении заданной замыслом задачи разности между результатами предыдущей и последующей итерации.

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В представленной работе рассмотрена частная модель системы обслуживания с приоритетами, позволяющая оценить пропускную способность централизованной службы обработки планов полетов, разрабатываемой для решения задач планирования использования воздушного пространства в главном центре ЕС ОрВД. Материалы, положенные в основу работы, использованы в техническом проекте автоматизированной системы АС ПИВП ГЦ [5].

ЛИТЕРАТУРА

1. Постановление Аэронавигационного совета (Коллегии) № 2 от 12.09.07.
2. Распоряжение Правительства РФ № 1974-р от 29.12.2007 «О концепции федеральной целевой программы «Модернизация Единой системы организации воздушного движения Российской Федерации (2009 – 2015 годы)».
3. Указ Президента РФ «О федеральной аэронавигационной службе» от 24.09.2007 № 1274.
4. Ребров В.А., Рудельсон Л.Е., Черникова М.А. Модель сбора и обработки заявок на полеты в задаче планирования авиарейсов. // Известия Российской Академии наук, Теория и системы управления, 2007, № 3.
5. Автоматизированная система планирования использования воздушного пространства и организации потоков воздушного движения для Главного центра ЕС ОрВД. Технический проект ПАВУ.466453.001ПЗ. – М.: 2010.

ОРГАНИЗАЦИЯ СЕТЕВОГО ДОСТУПА К РАСПРЕДЕЛЕННОЙ БАЗЕ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Глаговский К.А., Лавина В.В., Преображенская Е.В.
allerill@gmail.com, viktori_90@inbox.ru, nikta90@mail.ru

Кафедра вычислительных машин, комплексов, систем и сетей
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Создание федеральной электронной базы аэронавигационной информации на основе действующих локальных баз данных выдвигает проблемы выбора архитектуры системы, рационального соотношения централизации и распределенности элементов, технологию защиты информации. Акцент в настоящее время сделан на развитие средств удаленного доступа к базе данных главного центра. Другие решения подсказывает прогрессирующее направление исследований в области оптимизации

сетевого доступа к распределенному пулу настраиваемых вычислительных средств, суть которых состоит в том, что компьютерные ресурсы предоставляются пользователю как интернет-сервис.

1. ВВЕДЕНИЕ

Недостатки аэронавигационной информации (АНИ) в России [1]:

- отсутствие контроля качества предоставляемой информации;
- ведомственная разобщенность источников данных о структуре воздушного пространства (ВП);
- отсутствие экспертной оценки безопасности вводимых изменений;
- отсутствие государственной базы аэронавигационных данных.

Право на издание сборника аэронавигационной информации (АИП) – государственного документа, который содержит всю необходимую информацию для безопасного выполнения полетов в ВП России по международным авиатрассам, закреплено за Центром аэронавигационной информации (ЦАИ). В АИП (AIP – Aeronautical Information Publication) включена информация по всем международным аэропортам России и некоторых зарубежных стран, требования к организации и управлению воздушным движением. Кроме того, ЦАИ издает для использования экипажами российских авиакомпаний сборники АНИ по аэродромам различных регионов планеты, а также по военным аэродромам РФ. В ЦАИ действует круглосуточная служба НОТАМ (NOTAM – Notice To Airmen), обеспечивающая прием и обработку оперативной информации о временных изменениях в аэронавигационной обстановке, а также оперативное оповещение об этих изменениях всех потребителей – органы Единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД) и авиакомпании.

Каждый орган государственного регулирования использования ВП (ИВП) и обслуживания воздушного движения (ОВД) имеет в своем распоряжении сборники АИП. Они обновляются раз в двадцать восемь дней (по контракту с ЦАИ). Центры ОВД и планирования ИВП (ПИВП) высокого уровня автоматизации поддерживают базы аэронавигационной информации (БАИ) как по своей зоне ответственности, так и (выборочно) по зонам, входящим в компетенцию других центров. Наиболее полное описание структуры ВП государств мирового авиационного сообщества сосредоточено в Главном центре (ГЦ) ЕС ОрВД, и оно также подвержено перечисленным выше недостаткам АНИ в России.

В представленной работе рассматриваются возможности создания федеральной электронной БАИ как распределенной сети баз данных центров ПИВП на основе так называемых «облачных» вычислений. Термин «облачные» был предложен как образ сложной инфраструктуры, за которым скрываются технические детали.

2. «ОБЛАЧНЫЕ» ВЫЧИСЛЕНИЯ

Облачные вычисления (ОВ) – это модель обеспечения глобального и удобного сетевого доступа к общему пулу конфигурируемых вычислительных ресурсов. Под ресурсами понимаются сети передачи данных, серверы, устройства хранения, приложения и сервисы, которые могут быть оперативно предоставлены и освобождены с минимальными эксплуатационными затратами, например, обращениями к провайдеру – работающие как по отдельности, так и совместно (пример территориального проекта представлен на рис. 1).

Потребители могут заметно снизить расходы на инфраструктуру доступа к данным и гибко реагировать на изменения вычислительных потребностей, используя свойства вычислительной эластичности «облачных» услуг [2]. По оценкам аналитиков рынок облачных вычислений в 2009 году составил \$17 млрд – около 5 % от всего рынка информационных технологий. Свойства ОВ:

1. Доступность – «облака» доступны всем, из любой точки планеты. Это позволяет пользователям (предприятиям) экономить на закупке дорогостоящих высокопроизводительных компьютеров. Сотрудники компаний могут получить доступ к своему рабочему месту из любой точки земного шара, используя ноутбук, нетбук, планшет или смартфон. Нет необходимости в покупке лицензионного ПО, его настройке и обновлении, пользователь просто заходит на сервис и пользуется его услугами, заплатив за фактическое использование.



Рисунок 1. Инфраструктура проекта «Университетский кластер».

2. Низкая стоимость – основные факторы, снизившие стоимость:
 - снижение расходов – требуется меньший штат для обслуживания всей инфраструктуры предприятия в области информационных технологий;
 - оплата фактического использования ресурсов, что позволяет эффективно распределять денежные средства, экономить на покупке лицензий;
 - аренда «облака» упрощает начальный этап бизнеса.
3. Гибкость – неограниченность ресурсов: виртуализация упрощает масштабирование и администрирование, «облако» обеспечивает необходимые информационные технологии, а пользователь платит по факту их использования;
4. Эластичность – услуги могут быть предоставлены, расширены, сужены в любой момент времени, как правило, в автоматическом режиме;
5. Надежность – «облака» имеют резервные серверы и источники питания; охрану, штат профессионалов; регулярно сохраняют данные, используют высокоскоростные каналы, обеспечивают высокую устойчивость к атакам хакеров.

Недостатки ОВ отмечаются аналитиками по следующим пунктам:

1. Пользователь не в состоянии удалить неиспользуемые им сервисы и даже удалить отдельные группы данных, созданные в некоторых из них;
 2. Рост стоимости ошибок и утечек информации, которые могут привести к катастрофам, связанным с полной потерей данных;
 3. Возможен доступ неавторизованных лиц к приватной информации.
- Оценим характеристики обслуживания запросов к «облаку».

3. ПОСТАНОВКА И ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ

Для учета столкновений запросов аэронавигационной информации, т. е. связей по отношениям предшествования, а также для учета различий физического быстрогодействия разных ЭВМ «облака», рассмотрим следующую модель. Введем понятие корреляции между заявками как вероятности Q_i ($i = 1, n$) разрешения обслуживания очередной заявки i -м свободным каналом при условии, что любые ($i - 1$) приборов системы заняты. При этом индекс i не является зафиксированным номером конкретной ЭВМ (узлом сети), но означает своего рода формальную грань, количественный раздел между работающими и простаивающими каналами обслуживания. Это наглядно поясняет рис. 2, номера заявок на нем не обязательно совпадают с номерами обслуживающих эти заявки ЭВМ. Если в системе насчитывается n приборов, то $i = 1, \dots, n$ – это увеличенное на единицу число занятых среди них в текущий момент времени. Понятно, что величина i ничего не говорит ни о распределении заявок по ЭВМ, ни о занятости каждой из них. Это интегральная характеристика текущего

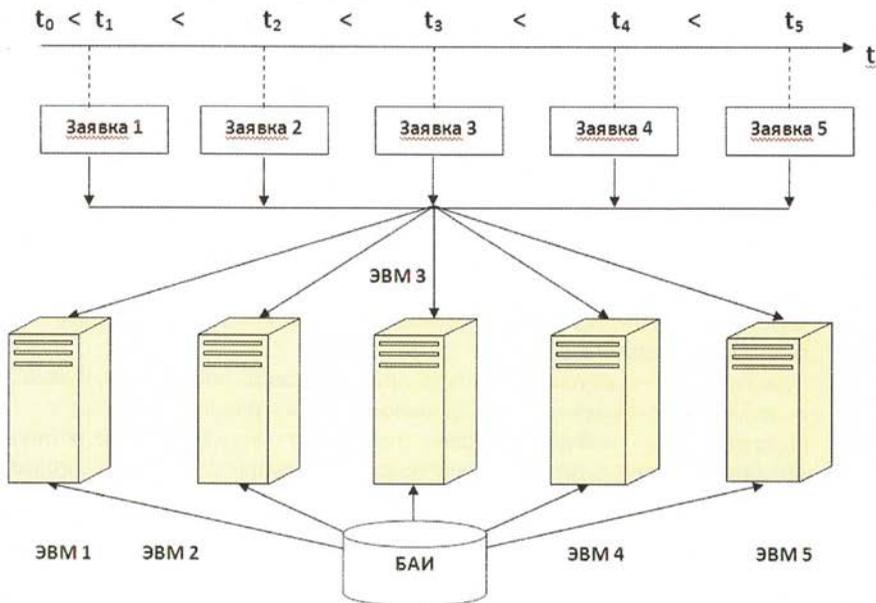


Рисунок 2. Столкновения запросов пользователей по управлению и данным.

состояния системы, статистически указывающая, могут ли, начиная с данного момента времени, быть занятыми i ее каналов, причем в силу стационарности входного потока момент этот инвариантен относительно сдвига по оси времени.

Статистический анализ процесса управления базой данных (БД) предоставляет достоверные сведения о распределении вероятностей столкновении запросов к файлу общего доступа. Предположим в связи с этим, что в системе, содержащей n каналов, всегда известен набор условных вероятностей $Q_i = \{Q_1, Q_2, \dots, Q_n\}$, причем очевидно, что $Q_1 = 1$. Оценим объем изменчивого файла записей, необходимый для удовлетворения заданной величине допустимой вероятности P_c потери заявки с учетом корреляции по управлению и данным.

Рассмотрим двухканальную систему [3] с буфером объемом r . На вход поступает простейший поток заявок интенсивностью λ . Обслуживание экспоненциальное с параметром μ . На рис. 3 представлен граф переходов и состояний. Набор условных вероятностей $Q_i = \{1, Q_2\}$, загрузка $\rho = \lambda / (1 + Q_2)\mu$, а нормировочное условие $P_{oc} \cdot \left[1 + (1 + Q_2) \cdot \rho + (1 + Q_2) \cdot \rho^2 + (1 + Q_2) \cdot \sum_{k=0}^r \rho^{k+2} \right] = 1$, где индекс «с» указывает на учет корреляции. Вероятность P_{oc} простоя системы

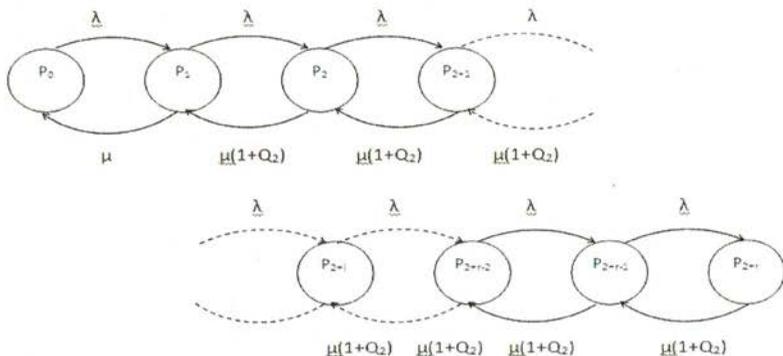


Рисунок 3. Граф переходов и состояний системы с учетом корреляции заявок.

отсюда равна: $P_{oc} = \frac{1-\rho}{1+Q_2 \cdot \rho - (1+Q_2) \cdot \rho^{r+3}}$, а вероятность P_c потери запроса пользователя $P_c = (1+Q_2) \cdot \rho^{r+2} \cdot P_{oc} = \frac{(1+Q_2) \cdot \rho^{r+2} \cdot (1-\rho)}{1+Q_2 \cdot \rho - (1+Q_2) \cdot \rho^{r+3}}$, $0 \leq Q_2 \leq 1$.

Для системы, насчитывающей n каналов и набор $Q_i = \{Q_1, Q_2, \dots, Q_n\}$

$$P_{0c} = \frac{1-\rho}{\sum_{k=0}^n \frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right)^{k-1} \left[\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right) - \sum_{i=1}^k Q_i\right]}{\prod_{l=1}^k \sum_{i=1}^l Q_i} \rho^k - \frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right)^{n-1}}{\prod_{l=1}^{n-1} \sum_{i=1}^l Q_i} \rho^{r+n+1}}$$

Вероятность потери заявки в исследуемой модели

$$P_c = \frac{\frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right)^{n-1}}{\prod_{l=1}^{n-1} \sum_{i=1}^l Q_i} \rho^{r+n} \cdot (1-\rho)}{\sum_{k=0}^n \frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right)^{k-1} \left[\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right) - \sum_{i=1}^k Q_i\right]}{\prod_{l=1}^k \sum_{i=1}^l Q_i} \rho^k - \frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i\right)^{n-1}}{\prod_{l=1}^{n-1} \sum_{i=1}^l Q_i} \rho^{r+n+1}}$$

Тогда объем файла АНИ, необходимый для удовлетворения заданному

пороговому значению вероятности P_c потери заявки на услуги ОВ, равен

$$r = \frac{\ln \left\{ P \sum_{k=0}^n \frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i \right)^{k-1} \left[\left(\sum_{i=1}^n Q_i \right) - \sum_{i=1}^k Q_i \right]}{\prod_{l=1}^k Q_l} \cdot \rho^k \right\} - \ln \left[\frac{\left(\sum_{i=1}^n Q_i \right)^{n-1}}{\prod_{l=1}^{n-1} \sum_{i=1}^l Q_i} \cdot (1 - \rho + P \cdot \rho) \right]}{\ln \rho} - \sum_{i=1}^n Q_i.$$

Символ $\lceil \cdot \rceil$ (означает ближайшее неотрицательное большее целое вычисленной величины. Требование неотрицательности выдвигается вследствие того, что при больших значениях допустимой вероятности P потери заявки или при малых нагрузках системы ρ соотношение параметров системы может оказаться таким, что заданный порог P удовлетворяется даже в абстрактном случае отрицательного количества r мест для ожидания, что физически бессмысленно. При $Q_i = \{0,1\}$ соблюдаются предельные переходы полученных выражений, учитывающих корреляцию, в известные из теории очередей формулы. С помощью сравнительных оценок эффективности вычислительных сетей, содержащих n ЭВМ (при равенстве суммарных производительностей), для конкретных соотношений их параметров (ρ, λ, μ, Q_i), могут быть определены области изменения Q_i , в которых использование ОВ становится предпочтительнее одной ЭВМ.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Развитие рассмотренной модели позволяет исследовать вычислительный процесс как приоритетное обслуживание многомерного потока [4], в котором наибольшее предпочтение отдается отказам и приводящим к перезапускам ЭВМ сбоям, затем – диспетчеризации, задачам сбора и обработки информации, управления и т.д. Свое место в шкале приоритетов находят прием и удаление заявок на АНИ. В такой постановке задача определения объема r файла для работы с полетной информацией формулируется как вычисление количества мест для хранения в системе с приоритетами, гарантирующего поддержание заданной вероятности P потери заявки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Постановление Аэронавигационного совета (Коллегии) № 2 от 12.09.07.
2. Терехов И. Не рано ли Cloud Computing в массы? // Компьютерра, 19 октября 2009.
3. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. Учебник. – М.: КноРус, 2010. – 664 с.
4. Глаговский К.А., Моисеев О.В., Рудельсон Л.Е. Модель сбора и обработки сообщений о движении воздушных судов. // В настоящем сборнике.

КОМПЬЮТЕРНАЯ ПОДДЕРЖКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДИСПЕТЧЕРОВ ОБЪЕДИНЕННЫХ ВОЕННО-ГРАЖДАНСКИХ ОРГАНОВ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Иутин О.В., Рудельсон Л.Е., Чуракова Н.Г.
58oleg1126@rambler.ru, l-Rudelson44@yandex.ru, natka_38rus@mail.ru

Кафедра управления воздушным движением
Кафедра вычислительных машин, комплексов, систем и сетей
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

В процессе выполнения полетов по специальным заданиям маршрут движения воздушного судна попеременно затрагивает пространство на трассах и вне трасс. Каждому диспетчеру должна своевременно предоставляться информация о входе борта в его зону управления. В настоящее время задача решается с помощью речевого (устного) согласования и ручных вводов данных в систему. В работе обсуждается метод программной поддержки взаимодействия диспетчеров на основе новых информационных технологий в гражданской авиации.

1. ВВЕДЕНИЕ

Порядок использования воздушного пространства (ИВП) формировался на всем протяжении развития авиации, законодательно определен Воздушным кодексом РФ [1] и осуществляется органами государственного регулирования. Полеты воздушных судов (ВС) выполняются авиацией трех видов: гражданской авиацией (ГА), используемой для удовлетворения потребностей населения и экономики, государственной (авиацией военной и других государственных служб) и экспериментальной (испытания техники, опытно-конструкторские и научно-исследовательские работы). Часть полетов государственной авиации затрагивает воздушное пространство (ВП) ГА, и вопросы совместного ИВП выступают на первый план в силу разной важности задач участников движения.

Существующий уровень автоматизации в этой сфере не удовлетворяет авиадиспетчеров. Информация о рейсах государственной авиации, затрагивающих ВП ГА, поступает к ним в ограниченном объеме, несвоевременно и, как правило, носит запретительный характер. Положение улучшается в случаях плановых полетов государственной авиации, заявки на которые включаются в суточный план ИВП после процедур координации. Однако специфика государственных служб сопряжена с чрезвычайными ситуациями, и тогда необходимость в выполнении полетов возникает как экстренная мера. Маршруты таких полетов могут попеременно использовать ВП на трассах и вне трасс или могут лишь пересекать трассы, создавая помехи рейсам ВС ГА.

В целях обеспечения безопасности практикуется краткосрочное закрытие

областей ВП ГА на время производства в них полетов государственной авиации. При этом ГА использует обходные маршруты и невыгодные эшелоны, либо рейсы задерживаются. Любое изменение сбалансированного плана ИВП экономически невыгодно. Возникающие издержки можно минимизировать, если организовать полноценную компьютерную поддержку авиадиспетчеров.

В период 2005-2008 гг. в ходе реформирования Единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД) РФ, органы государственного регулирования ИВП, ранее автономные (ведомственные) для каждого вида авиации, поэтапно объединены в единые Федеральные органы. Однако проблема совместного ИВП не только сохранилась, но приобрела новое содержание. Раньше диспетчеры ГА получали запрет на полеты по трассам, теперь Федеральные органы могут организовать совместное ИВП авиацией всех видов [2].

Сложность алгоритмического распределения полетной информации по рейсам, попеременно затрагивающим ВП на трассах и вне трасс, состоит в том, что границы секторов задаются как геометрические тела, внутри которых проложены трассы. Хранящиеся в системе параметры не дают однозначного ответа на вопрос, принадлежат ли точки, координаты которых известны, трассам или маршрут лишь пересекает трассу. На радионавигационных картах границы секторов образуют мозаику прилегающих друг к другу без зазоров многоугольников. Каждый многоугольник содержит ВП вне трасс, внутри которого человек (пилот или диспетчер) может безошибочно определить реальное трассовое ВП. Для разработки алгоритмов совместного регулирования ИВП авиацией всех видов нужно создать и научно обосновать методы программной поддержки деятельности диспетчеров единого Федерального органа.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Поставим задачу однозначного определения принадлежности ВС, совершающего полет, ГА или другому ведомству [3]. Исходными данными являются описание структуры ВП в совокупности с измеренными или рассчитанными по плану координатами ВС, а результатами – значения моментов и высоты пересечения рейсом государственной авиации трасс ГА при движении в ВП вне трасс.

Распределение информации – это процесс сортировки точек маршрута по секторам воздушного пространства. Это привязка каждой точки к тому диспетчеру, который будет управлять ВС в данных точках. Цели решения задачи состоят, во-первых, в определении плановой загрузки элементов системы в любые интервалы времени и, во-вторых, в своевременном оповещении диспетчеров, непосредственно управляющих действиями пилотов, о прогнозируемом появлении в контролируемых ими секторах очередного ВС. Элементами ВП являются секторы управления воздушным движением (УВД),

трассы, навигационные пункты и аэродромы. В этих терминах задача формулируется как анализ маршрута каждого ВС с представлением его в виде совокупности навигационных пунктов (в хронологическом порядке их пролета по плану), перемежающихся точками пересечения границ секторов. Рис. 1 поясняет задачу.

Представлена плоская проекция траектории полета (штриховая линия). Трассы ГА указаны сплошными линиями и обозначены T1, T2, границы секторов и зон – косой штриховкой. Трассовые секторы обозначены комбинациями с лидирующим символом S и замыкающим порядковым номером (S1-S8). Они вложены в секторы вне трасс U1, U2 большого объема, внешние границы совпадают. Навигационные пункты ГА изображены треугольниками и обозначены P1-P9, поворотный пункт маршрута вне трасс обозначен символом M. Аэродромы вылета A1 и назначения A2 расположены в зонах Z1 и Z2. В процессе движения рейс обслуживается попеременно диспетчерами на трассах и вне трасс, и каждому должна своевременно представляться информация о борте.

Необходимо разработать метод преобразования плана полета в последовательность точек маршрута в порядке их пролета с указанием принадлежности всем секторам, в которые распределяются условия пересечения их границ.

3. АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ МЕТОДА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ

Технологическая схема работы алгоритма включает в себя:

- формирование маршрута, заданного в установленном формате [4], в виде последовательности контрольных точек маршрута;

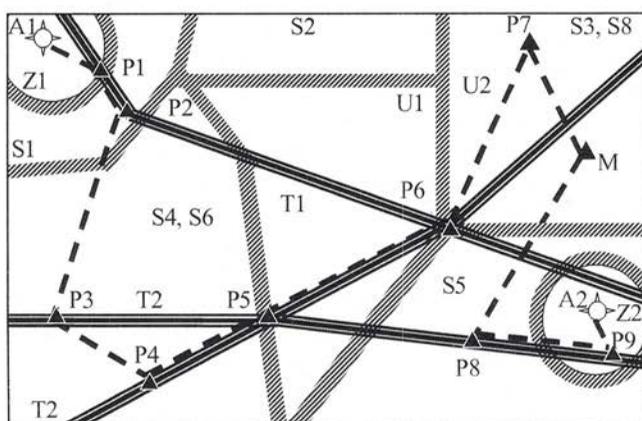


Рисунок 1. Распределение полетных данных взаимодействующих секторов.

- включение в маршрут точек пересечения границ секторов;
- расчет фаз набора высоты, горизонтального полета и снижения;
- включение в маршрут пересечений высотных границ секторов;
- определение географической принадлежности точек маршрута трассовым секторам (распределение в основные секторы);
- распределение особых точек маршрута в секторы на трассах и вне трасс.

Формирование маршрута заключается в создании последовательности составляющих его навигационных пунктов в порядке их пролета с указанием координат и технологических характеристик (признаков). Трассы развертываются их представлением в параметрах системы и присоединяются к маршруту фрагментами от точек входа до схода с них. Географические точки получают уникальные наименования. Последовательно просматривая построенный маршрут, алгоритм определяет принадлежность каждой точки плоской проекции сектора или зоны аэродрома. Если два соседних пункта расположены на территории разных секторов, то рассчитываются и вводятся в маршрут координаты и условные обозначения точек пересечения с границами секторов.

Построение модели полета сводится к определению моментов и высот пролета всех точек сформированного маршрута. Участок горизонтального движения рассчитывается исходя из расстояний между точками и заданной крейсерской скорости; учитывается метеорологическая информация (скорость ветра и температура воздуха на аэродроме вылета). Фазы набора высоты и снижения моделируются на основе заложенных в параметры системы летно-технических характеристик с учетом измеренной температуры воздуха. Результаты позволяют определить точки пересечения траекторией движения по плану границ высотных секторов и включить их в маршрут, далее – присвоить всем точкам, лежащим внутри этих границ, характеристики принадлежности в соответствии с их пространственным положением.

Реализованный вариант основан на подходе к задаче как к одной из моделей сортировки. Такая интерпретация не использовалась в известных системах, по-видимому, лишь потому, что проектирование алгоритма распределения не поручалось специалистам в области проектирования баз данных. Она позволяет свести громоздкую процедуру анализа логических условий к экономичной последовательности пересылок и сцепления номеров точек маршрута.

Маршрут просматривается с первой точки. Первая встретившаяся точка, удовлетворяющая признакам принадлежности сектору, считается началом распределения. Последовательный просмотр маршрута производится до наступления ближайшего из событий обнаружения границы смежного сектора или точки, помеченной признаком входа на трассу. Последнее также означает динамически смещающуюся границу сектора УВД вне трасс, наложенного на трассовый. Номер каждой точки сцепляется с дискретом входного индекса,

номер которого равен номеру основного сектора распределения. Сцепление производится в области порождаемого дискретом списка принадлежащих ему точек. Номер очередной точки фиксируется по адресу, указанному предыдущим звеном цепи. Номер точки начала распределения, зафиксированный в дискрете индекса, указывает адрес в порожденном им списке, по которому записывается номер следующей по направлению движения точки, принадлежащей тому же сектору. Своим значением этот номер не только идентифицирует точку маршрута, попавшую в данный сектор, но и указывает, кроме того, адрес области списка, в который будет записан номер следующей в направлении полета точки, принадлежащей распределяемому сектору. Вследствие возрастания номеров точек при последовательном просмотре маршрута столкновения равновеликих данных внутри списка невозможны.

По достижении входа на трассу прекращается сцепление списка, порождаемого дискретом внутрассового сектора. Точки, не описанные как принадлежащие трассам, не сцепляются с дискретами трассовых секторов и пропускаются. Просмотр маршрута в пределах трассы производится до наступления ближайшего из событий обнаружения либо точки схода с трассы, либо (как и на участке маршрута вне трасс) точки пересечения границы трассового сектора. Последняя сцепляется с дискретом сектора, из которого выходит траектория полета; кроме того, ее номер фиксируется в дискрете сектора, в который входит эта траектория. Продолжая просмотр точек маршрута в направлении движения на расстояние критерия распределения в смежные секторы УВД, процедура сцепляет с дискретом покидаемого сектора пункты, помеченные признаком учета при выходе из сектора, если они обнаруживаются.

По прохождении расстояния, заданного критерием, процедура обращается к дискрету сектора входа и адресует к точке маршрута, номер которой зафиксирован в нем ранее. Двигаясь от нее по маршруту в направлении, противоположном движению, на расстояние критерия распределения в смежные секторы, процедура присоединяет точки, помеченные признаком учета при входе в сектор, если они обнаруживаются, к сцепляемому списку, порожденному дискретом сектора входа. Номер точки служит адресом, в который переносится из дискрета его содержимое. На «освободившееся» место записывается номер обнаруженной точки. По прохождении расстояния, заданного критерием, процедура пробегает сформировавшееся начало новой цепи до адреса пересечения границы основного сектора входа.

Последовательно просматривая входной индекс сцепленного мультисписка номеров точек маршрута, процедура записывает в числовую ось, номера точек начала распределения в очередной сектор (рис. 2). Каждая точка может оказаться пунктом входа как в трассовый, так и во внутрассовый сектор. По окончании просмотра формируется последовательность секторов пролета по плану. Содержательно задача состоит в сортировке номеров точек входа в секторы, затрагиваемые маршрутом. В соответствии с принципом

непосредственной расстановки для этой цели формируется числовая ось, количество дискретов которой равно количеству точек распределяемого маршрута.

На рис. 3 приведен пример отображения (оттенки инвертированы).

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод позволяет автоматизировать оповещение диспетчеров о подлете ВС к их зоне ответственности как для приема-передачи управления, так и для принудительного отображения на экране фрагментов маршрутов вне трасс, пересекающих трассы.

№ точки маршрута	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Имена секторов	→	S1		S4	U1	S6			S7		U2		S3			S5
											S8					

Распределение точек маршрута по затрагиваемым секторам:

S1 {P1, G1, G2, P2}	S6 {G3, P3, P4, P5, G4}	S8 {P6, G5, G6}
S4 {G2, P2, G3, P3}	S7 {P5, G4, P6, G5}	S3 {G6, P7, G7}
U1 {P2, G3, P3, P5, G4, P6}	U2 {P6, G5, G6, P7, M, G7, P8}	S5 {G7, P8, G8, P9}

Рисунок 2. Формирование последовательности секторов по маршруту.

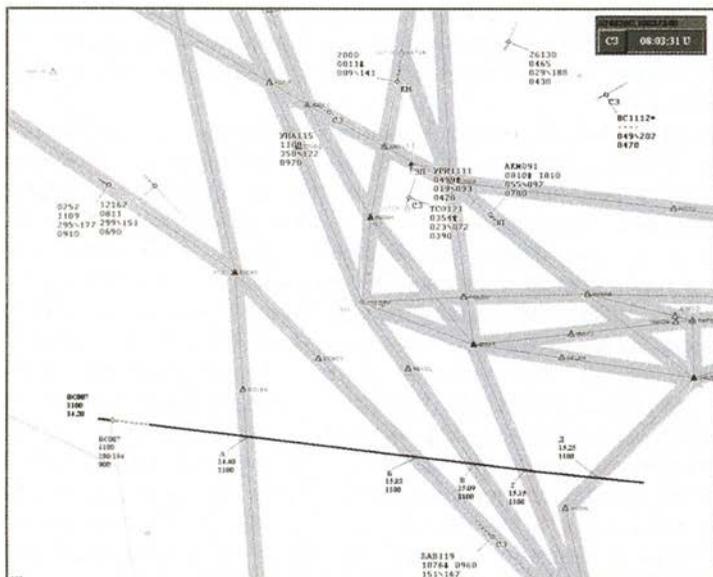


Рисунок 3. Совместное отображение маршрутов на трассах и вне трасс.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воздушный кодекс РФ. – М.: Проспект, 2011.
2. Федеральные Авиационные Правила. Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации. Утверждены приказом Минтранса России от 31.07.2009 № 128. – М.: Авиатека, 2009.
3. Конькова Е.Ю., Рудельсон Л.Е., Черников П.Е. Оперативное регулирование потоков в автоматизированной системе управления воздушным движением. // Известия Российской Академии наук, Теория и системы управления, № 4, 2006. – С. 141-153.
4. Табель сообщений о движении воздушных судов в Российской Федерации (ТС-95). Издание третье. – М.: Воздушный транспорт, 2002.

О ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ИНФОРМАЦИОННЫХ РИСКОВ

Емельянов В.Е., Клычков А.О.
ortzi@mstuca.ru, monst92@inbox.ru

Кафедра основ радиотехники и защиты информации
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Формализуется задача поиска оптимального состава системы защиты информации. Производится систематизация стохастических процессов реализации и устранения угроз информационной безопасности. Основу подхода составляет интерпретация информационного риска как функции трёх переменных. Для получения максимально эффективной конфигурации системы защиты информации, полученную целевую функцию риска предлагается минимизировать методом динамического программирования, при соответствующих ограничениях

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время важность вопросов защиты информации не вызывает сомнения. Особенно это касается коммерческих и государственных структур. В них нарушение состояния защищённости циркулирующей информации может приводить не только к финансовым потерям, но и к более серьёзным последствиям. Различные технические аспекты информационной безопасности, методы построения систем защиты отражены в широком перечне соответствующей литературы. Однако не акцентируется внимание на

теоретической стороне поставленной задачи. В первую очередь, на каком основании формируется оптимальная система защиты информации с математической точки зрения.

Целью работы является постановка задачи, решение которой даст конфигурацию максимально эффективной системы защиты. Предлагаемый математический аппарат относится к исследованию операций и основан на минимизации информационных рисков.

Для определения понятия риска, прежде всего, необходимо рассмотреть возможные сценарии взаимодействия злоумышленника с защищаемой телекоммуникационной системой, охарактеризовать угрозы и дать оценку тяжести их реализаций. Для повышения адекватности такой модели, вышеупомянутые процессы будут описаны в самом общем виде. Это обеспечивает универсальность предлагаемого подхода и даёт возможность применять управленческие решения в области защиты информации разнообразных телекоммуникационных систем.

2. ПРОЦЕССЫ РЕАЛИЗАЦИИ И УСТРАНЕНИЯ УГРОЗ

На схеме (рис.1) два гипотетических объекта обмениваются информацией по каналу связи, входящего в состав телекоммуникационной системы (ТКС). Средства и методы защиты информации (ЗИ) определяются конкретно из конфигурации ТКС и возможной реализации угроз информационной безопасности (ИБ) [1, 2]. Однако, в общем случае, такие средства и методы могут быть определены как различные контуры ЗИ, устраняющие (ослабляющие) реализации угроз ИБ. Угрозы ИБ генерируются злоумышленником с помощью конечного $i = \overline{1...n}$ источника угроз и направлены на конкретные уязвимости системы защиты информации (СЗИ). Кроме того, они характеризуются вероятностью появления p_i^{up} и наносимым ущербом d_i . Потенциальное воздействие реализуемых угроз устраняется полностью или частично с помощью СЗИ, которая и обеспечивает состояние защищённости информации. Её можно охарактеризовать вероятностью устранения p_i^{um} угрозы i -го типа. Естественно, что достижение максимально возможного уровня безопасности на практике затруднительно. Поэтому существует остаточная вероятность – вероятность уязвимости p_i^{um} системы перед i -й угрозой

$$P_i^{um} = 1 - P_i^{up} \quad (1)$$

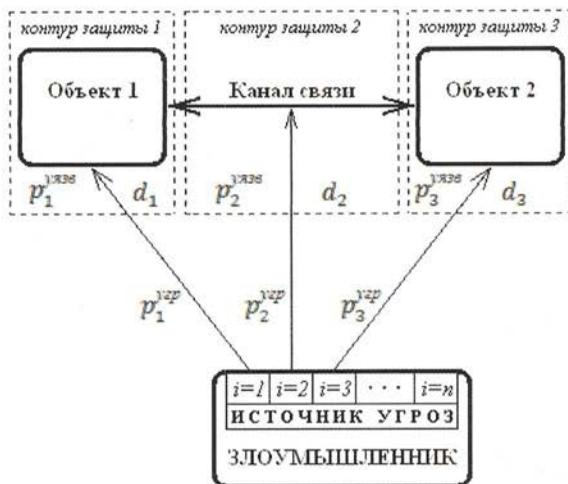


Рисунок 1. Сценарий реализаций угроз ИБ злоумышленником.

3. ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО РИСКА КАК ФУНКЦИИ ТРЁХ ПЕРЕМЕННЫХ

Из-за неопределённости величин p_i^{yuzp} и p_i^{yuzb} вышеописанные процессы реализации и устранения угроз ИБ имеют стохастический характер. Тем не менее, при непустом пересечении случайных событий: появления i -й угрозы (с вероятностью p_i^{yuzp}) и существования уязвимости перед такой угрозой (с вероятностью p_i^{yuzb}), имеет место инцидент информационной безопасности (рис. 2).

Соотношение (2) представляет собой вероятностную метрику инцидента ИБ, влекущего ущерб (в связи с хищением, утратой, искажением и т.д. конфиденциальных данных)

$$P_i^{инц} = P_i^{yuzp} \cap P_i^{yuzb}. \quad (2)$$

Количественную оценку степени опасности инцидента, способного нанести ущерб d_i , даёт риск

$$\bar{R}_i = F(p_i^{yuzp}; p_i^{yuzb}; d_i). \quad (3)$$

Более детально:

риск реализации i -й угрозы

$$\bar{r}_i = p_i^{yuzp} \cdot p_i^{yuzb} \cdot d_i, \quad \forall i = \overline{1..n}; \quad (4)$$

риск по объекту

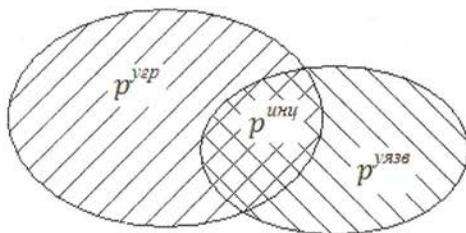


Рисунок 2. Существование инцидента ИБ.

$$\bar{R}_i = \sum_{i=1}^n \bar{r}_i = \sum_{i=1}^n p_i^{угр} \cdot p_i^{уяз} \cdot d_i, \quad \forall i = \overline{1..n}. \quad (5)$$

4. СОМНОЖИТЕЛИ, ВХОДЯЩИЕ В ФУНКЦИЮ РИСКА

4.1. Вероятность появления угрозы i -го типа

Прогнозирование угроз, создаваемых злоумышленником, осуществляется на основе статистических данных. При формировании статистики по объекту, подлежащего информационной защите, даётся оценка вероятности появления i -й угрозы: $p_i^{угр}$ – соответствует относительной частоте её появления [2]

$$p_i^{угр} = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^n \lambda_i} = \bar{\lambda}_i, \quad (6)$$

где λ_i – частота появления i -й угрозы.

4.2. Вероятность уязвимости перед угрозой i -го типа

Совокупность учтённых требований к СЗИ определяет вероятность устранения i -й угрозы $p_i^{уяз}$

$$p_i^{уяз} = f_i(x_{i1}, \dots, x_{ij}, \dots, x_{im}), \quad \forall i = \overline{1..n}, \quad \forall j = \overline{1..m}, \quad (7)$$

где x_{ij} – степень выполнения j -го требования к СЗИ для устранения i -й угрозы.

Требования к СЗИ:

- Количественные – характеристика конкретной реализации оборудования СЗИ, $j = \overline{1..k}$,
- Качественные – тип оборудования СЗИ, $j = \overline{k+1..m}$.

Остановимся более подробно:

- Степень выполнения j -го количественного требования – близость к требуемому (оптимальному, по ГОСТ, по ISO и т.д.) значению.

Как показано в [2], для нормирования оценки степени выполнения j -го количественного требования к СЗИ используется функция вида

$$\bar{x}_{ij} = \begin{cases} 0, & \text{при } x_{ij} > x_{ij \max}, x_{ij} < x_{ij \min}; \\ 1, & \text{при } x_{ij} = x_{ij \text{opt}}; \\ \frac{x_{ij} - x_{ij \min}}{x_{ij \text{opt}} - x_{ij \min}}, & \text{при } x_{ij \min} \leq x_{ij} \leq x_{ij \text{opt}}; \\ \frac{x_{ij \max} - x_{ij}}{x_{ij \max} - x_{ij \text{opt}}}, & \text{при } x_{ij \text{opt}} \leq x_{ij} \leq x_{ij \max}. \end{cases} \quad (8)$$

б) Степень выполнения j -го качественного требования определяется функцией принадлежности к наилучшему значению $\mu(x_{ij})$.

Преобразовав функцию (7) в ряд Макларена, получим выражение

$$P_i^{\text{зам}} = P_i^{\text{зам}}(0) + \sum_{j=1}^m \frac{d P_i^{\text{зам}}}{d x_{ij}} \cdot x_{ij}, \quad (9)$$

где $P_i^{\text{зам}}(0) = 0$ – вероятность устранения i -й угрозы при невыполнении требований к СЗИ, $\frac{d P_i^{\text{зам}}}{d x_{ij}} = a_{ij}$ – величина, характеризующая степень влияния j -го требования на вероятность устранения i -й угрозы (важность j -го требования). Причём: $0 \leq a_{ij} \leq 1$ и $\sum_{j=1}^m a_{ij} = 1 \quad \forall i = \overline{1..n}$.

Таким образом, вероятность устранения угрозы i -го типа

$$P_i^{\text{зам}} = \sum_{j=1}^k a_{ij} \cdot \bar{x}_{ij} + \sum_{j=k+1}^m a_{ij} \cdot \mu(x_{ij}). \quad (10)$$

Из (10) искомая вероятность уязвимости перед угрозой i -го типа

$$P_i^{\text{уяз}} = 1 - P_i^{\text{зам}} = 1 - \sum_{j=1}^k a_{ij} \cdot \bar{x}_{ij} - \sum_{j=k+1}^m a_{ij} \cdot \mu(x_{ij}). \quad (11)$$

4.3. Ущерб от реализации угрозы i -го типа

Ущерб от реализации i -й угрозы характеризует степень тяжести последствий [2], поддаётся оценке d_i в относительной шкале (денежные средства, условные единицы и т.п.). $d_i \in [0;1]$ при условии нормировки $\sum_{i=1}^n d_i = 1$.

5. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ СЗИ НА ОСНОВЕ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ИНФОРМАЦИОННЫХ РИСКОВ

В результате имеем:
риск реализации i -й угрозы

$$\bar{r}_i = \bar{\lambda}_i \cdot \left(1 - \sum_{j=1}^k a_{ij} \cdot \bar{x}_{ij} - \sum_{j=k+1}^m a_{ij} \cdot \mu(x_{ij}) \right) \cdot d_i, \quad (12)$$

риск по объекту

$$\bar{R} = \sum_{i=1}^n \bar{\lambda}_i \cdot \left(1 - \sum_{j=1}^k a_{ij} \cdot \bar{x}_{ij} - \sum_{j=k+1}^m a_{ij} \cdot \mu(x_{ij}) \right) \cdot d_i. \quad (13)$$

Для формализации задачи используем следующие обозначения: X – вектор, характеризующий вариант технической реализации СЗИ; X^* – допустимое значение вектора X ; X^0 – оптимальное значение вектора X ; C – затраты за СЗИ; $C_{\text{дон}}$ – допустимые затраты на СЗИ; $\bar{R}(X)$ – целевая функция.

Исходя из соотношения (13), запишем окончательную формулировку задачи: найти $X^0 \in X^*$: $X^0 = \arg \min \bar{R}(X)$, при ограничениях $C(X^0) \leq C_{\text{дон}}$.

Графическая интерпретация задачи поиска оптимального вектора X^0 в пространстве допустимых векторов X^* приведена на рис.3.

Решение задачи такого типа сводится к поиску минимума целевой функции $\bar{R}(X)$ в некоторой области конечномерного векторного пространства X^* , ограниченной линейным неравенством $C(X^0) \leq C_{\text{дон}}$. Отсюда следует, что нахождение оптимального вектора X^0 , обеспечивающего минимальный информационный риск по объекту, может быть получено методом динамического программирования [3], который обеспечивает принципы оптимальности и вложения. Такие принципы дают возможность оптимального управления СЗИ на всех стадиях жизненного цикла, в т.ч. усовершенствование и включение в более крупные СЗИ.

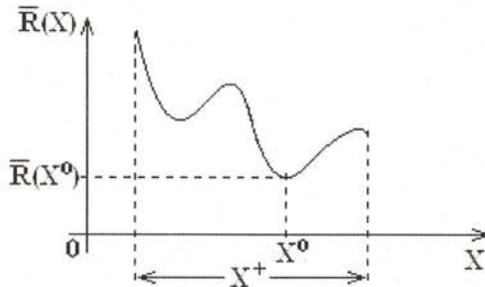


Рисунок 3. Графическая интерпретация задачи.

ЛИТЕРАТУРА

1. Губенков А.А., Байбурин В.Б. Информационная безопасность. – М.: ЗАО «Новый издательский дом», 2005. – 128 с.
2. Домарев В.В. Защита информации и безопасность компьютерных систем – К.: Издательство "ДиаСофт", 1999. – 480 с.
3. Протасов И.Д. Теория игр и исследование операций: учебное пособие. 2-е издание – М.: Гелиос АРВ, 2006. – 368 с.

КОМПЬЮТЕРНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ НЕЙТРАЛИЗАЦИИ РАССОГЛАСОВАНИЙ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Моисеев О.В., Рудельсон Л.Е., Ягодкина М.В.
silencer2006@yandex.ru, l-rudelson44@yandex.ru, www.ymv@gmail.com

Кафедра вычислительных машин, комплексов, систем и сетей
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Рациональная избыточность необходима информационной системе для поддержания целостности, однако она повышает риск рассогласования данных. Предложена технология нейтрализации нарастающих искажений информации, основанная на самоконтроле и регулировании данных. Найдена оптимальная стратегия, гарантирующая минимальные затраты ресурсов при заданной вероятности поддержания достоверности.

1. ВВЕДЕНИЕ

Схема компьютерной обработки полетной информации не исключает риск потери целостности данных. Задача делится на сопровождение обновляемых данных о среде и об объектах управления – воздушных судах (ВС). Структура программного обеспечения (ПО) строится на разделении функций. На комплекс программ (КП) технического управления возложен контроль периферийных источников и аппаратуры центра. КП обработки метеорологической информации обобщает информацию о погоде. В результате, о каждом аэродроме, о каждом источнике информации, о ситуации в секторах в базе данных (БД) системы создаются автономно обновляемые и дополняющие друг друга описания.

Аналогично, каждое ВС сопровождается в описаниях КП обработки плановой и измеренной (радиолокационной и спутниковой) информации. Каждая подсистема использует различные математические схемы расчета

траектории. «Плановики» работают с точностью плановых сообщений, время указывается в часах и минутах, расстояния считываются из таблиц БД, высота задается с точностью до эшелона. При расчетах не учитывают ни маневры разворота, ни другие нюансы траектории. КП обработки радиолокационной информации отслеживает параметры ВС с точностью радарных измерений (сотни метров). Точность местоопределения КП спутниковой навигации – метры.

Как следствие, описания каждого элемента системы и каждого ВС, сопровождаемые различными КП, не являются идентичными. С течением времени рассогласования становятся все существеннее, и риск потери целостности данных нарастает. Заметную роль в этом играют диспетчеры. Каждый акт приема-передачи управления, смены позывного ВС, уточнения параметров движения, выполняемые разными диспетчерами, фиксируется в каждой копии в компьютерах рабочих мест и в БД сервера системы. Моменты фиксации разнесены во времени и подчинены установленной в локальной сети дисциплине обмена и доступа. Становятся вероятными различия не только в данных взаимодействующих функциональных КП, но и в их копиях на сервере и на рабочих местах.

Примеры последствий нарушения целостности компьютерных данных приведены на рис. 1 (слева двоение метки ВС при отсутствии скорости и высоты, справа скопление в центре непогашенных отображений, не связанный с меткой формуляр в левом нижнем углу, два формуляра без позывного ВС).

Неоднозначность копий приводит к выдаче на экран противоречивой информации, к ошибкам и другим последствиям, совпадающим по характеру проявлений с результатами недостаточной отладки ПО. Так они и классифицируются, а нейтрализация рассогласования производится, как правило, перезапуском. Все копии формируются заново и становятся непротиворечивыми.

Рассмотрим альтернативную схему согласования данных.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Классифицируем причины рассогласования данных о ВС в различных КП:

- использование различных математических схем прокладки траектории;
- нарушение синхронизации обновления копий в различных узлах сети;
- непредсказуемые искажения данных (программно-аппаратные сбои).

Радикальное средство устранения причин первой группы – объединение описаний различных КП в одно. Однако устранение избыточности этого типа лишь смецает проблему в другую сферу. Несколько пользователей одной записи неизбежно вступают в информационные конфликты, как на общем поле памяти, так и по нарушению отношений предшествования [1].

$$\max_j \frac{\bar{X}_{Nj}(t)}{L_{0j}} \leq 1.$$

Если в некоторый дискретный момент t_i значение хотя бы одной координаты $\bar{X}_{Nj}(t_i)$ превысит соответствующий ей порог L_{0j} , то процесс управления данными требует вмешательства, восстанавливающего нарушенную меру состояния. При этом вмешательство (регулирование) можно осуществлять либо по событию ввода новой записи и установления путей доступа к ее атрибутам, либо периодической процедурой анализа текущих значений L_{0j} . Первый способ экономичнее, второй более универсален и может применяться на всех трех ступенях поддержания целостности данных. Каждый акт регулирования состоит в перераспределении запросов очередей в ступенях процедуры, позволяющем не допускать превышения $\bar{X}_{Nj}(t)$ над L_{0j} . Преобразование фрагментов очередей выполняется тем быстрее, чем короче существующие пути доступа. Если наряду с последовательностью пороговых значений $\{L_{0j}\}$ задать последовательность критических уровней $L_{cj}, L_{cj} < L_{0j}$, то профилактическое регулирование очереди следует производить уже при нарушении условия $\bar{X}_{Nj}(t) \leq L_{cj}$.

Обозначим затраты времени на оперативное вмешательство как T_0 , на профилактическое – T_p ($T_0 > T_p$), на вычисление длины пути доступа – T_0 . Пусть за время t наблюдения было выполнено q_0 оперативных и q_p профилактических корректировок, а количество измерений длины \bar{X}_{Nj} пути доступа составило q_m (для стратегии периодического анализа очередей $q_m = t/\Delta t$, Δt – период измерений длины). Тогда суммарные затраты времени T_Σ на динамическую оптимизацию управления данными составят $T_\Sigma = q_0 T_0 + q_p T_p + q_m T_m$. Если в дискретный момент времени $q_m \Delta t$ хотя бы для одного j координата $\bar{X}_{Nj}(q_m \cdot \Delta t) \geq L_{cj}$, но для всех j соблюдается $\bar{X}_{Nj}(q_m \cdot \Delta t) \leq L_{0j}$, то производится профилактическое регулирование j -го фрагмента очереди. Решение состоит в выборе либо шага Δt вычисления параметров \bar{X}_{Nj} и значений L_{cj} , либо разности пороговых значений $\Delta \hat{L} = \hat{L}_{0j} - \hat{L}_{cj}$, при которых средние (по интервалу наблюдения) затраты T_Σ времени будут минимальными, т.е. $\hat{T}_\Sigma = \min_{\Delta t, L_{cj}} \{T_\Sigma(\Delta t, L_{cj})\}$:

$$\hat{T}_\Sigma = \hat{T}_\Sigma(\Delta \hat{L}, \hat{L}_{c1}, \dots, \hat{L}_{cj}) = \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{T_0 q_0(t) + T_p q_p(t) + T_m q_m(t)}{t}.$$

Для отыскания оптимальной стратегии выбора T_Σ введем допущения на параметры процессов наблюдения и измерений, процедур профилактического и оперативного регулирования, и покажем их справедливость в приложении к исследуемой модели. Отправным пунктом формализации становится аппроксимация дискретного описания области определения функции T_Σ .

Нужно сопоставить каждой координате $\{x_j(t)\}$ вектора \bar{X}_J квазинепрерывный случайный процесс $\xi_j(t)$ [2], сглаживающий измеренные значения по линейной схеме с учетом последовательного применения воздействий. Пусть $x_j^0(t_0) = x_j^0$ есть значение j -й координаты до первой регулировки. Пусть, кроме того, первое вмешательство (оперативное или профилактическое) произведено в момент $q_1 \Delta t$. Обозначим через $x_j^1(\tau)$ значение j -й координаты, достигнутое в результате первой корректировки для всех $\tau \leq q_2 \cdot \Delta t$, где $q_2 \cdot \Delta t$ – момент второго регулирования (вообще, $q_i \cdot \Delta t$ – момент i -го регулирования) и т.д. Определим модель процесса

$$\xi_j(\tau) = \begin{cases} x_j^0(\tau), & 0 < \tau \leq q_1 \cdot \Delta t, \\ x_j^0(q_1 \Delta t) + x_j^1(\tau) - x_j(t_0), & (q_1 \cdot \Delta t) < \tau \leq (q_2 \cdot \Delta t), \\ x_j^0(q_1 \Delta t) + x_j^1(q_2 \cdot \Delta t) - x_j(t_0) + x_j^2(\tau) - x_j(t_1), & (q_2 \cdot \Delta t) < \tau \leq (q_3 \cdot \Delta t), \\ \dots\dots\dots \end{cases}$$

Первое ограничение на модель случайного процесса изменения векторов $\{x_j(t)\}$, $\{\xi_j(\tau)\}$ вводится для обоснования оценочной функции, усредняемой по времени при $t \rightarrow \infty$, к выбору стратегии T_Σ (усреднение по множеству S компонент затрат ресурсов $\{T_\Sigma\}$). Пусть векторный процесс $\bar{\xi}_j(\tau) = \{\xi_1(\tau), \dots, \xi_j(\tau), \dots, \xi_J(\tau)\}$, $\tau \geq 0$, имеет стационарные приращения, представимые эргодическими составляющими. В приложении к измерениям пути доступа правомерность данного ограничения следует из анализа модели образования и удаления записей.

Второе ограничение – ординарность. Вероятность одновременного нарушения (при $\Delta t \rightarrow 0$) более чем одной меры $x_j(t) \leq L_{cj}$ состояния пренебрежимо мала: $\lim_{\Delta t \rightarrow 0} P \{x_j(t) \leq L_{cj}, x_k(t) \leq L_{ck}, x_j(t + \Delta t) > L_{cj}, x_k(t + \Delta t) > L_{ck}\} \rightarrow 0$, $j \neq k; j, k = \overline{1, J}$.

Третье ограничение вводится как обоснование достаточности перехода от дискретной совокупности измеренных координат вектора \bar{X}_{Nj} к квазинепрерывному описанию процесса наблюдений. Пусть на каждом шаге наблюдений $\{k \cdot \Delta t, (k+1) \cdot \Delta t\}$ каждый процесс $\xi_j(t)$ с исчезающе малой ошибкой аппроксимируется сплайном третьего порядка, т.е. с привлечением соседних наблюдений $(k-1) \cdot \Delta t, (k+1) \cdot \Delta t$. Тогда, если результаты измерений s -й компоненты ресурса времени представимы как $Dx_s = \{\xi_{js}(k \cdot \Delta t); k = 0, 1, \dots; j = \overline{1, J}; s = \overline{1, S}\}$, то после сглаживания сплайнами они преобразуются к виду: $D\bar{x}_s = \{\xi_{js}(\tau); j = \overline{1, J}; s = \overline{1, S}\}$, где $\xi_{js}(\tau)$ – значения процесса $\xi_j(\tau)$ для s -й компоненты затрат ресурсов.

Если значение $T^\circ < \hat{T}_\Sigma$, то новая стратегия предпочтительна по критерию

времени независимо от количества произведенных вмешательств.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена схема согласования данных, сопровождаемых различными КП и рассредоточенных в копиях рабочих мест и сервера вычислительной сети. Предлагается в процессе работы не дожидаться момента потери целостности, приводящего к информационному отказу вследствие нарастания отклонений, но своевременно обнаруживать и оперативно разрешать их. Для выполнения этой функции определены критерии обнаружения рассогласования данных и построена стратегия, гарантирующая минимальные затраты вычислительных ресурсов при заданной вероятности поддержания достоверности информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рудельсон Л.Е. Программное обеспечение автоматизированных систем управления воздушным движением. Часть II «Функциональное программное обеспечение», книга 4 «Модель использования воздушного пространства. Обработка плановой информации». / Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2004. – 96 с.
2. Барзилович Е.Ю. Метод предупреждения отказов в сложных авиационных радиоэлектронных системах. // Научный МГТУ ГА, № 63, серия Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полетов, 2003. – С. 14-21.

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НЕЙРОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПОСТРОЕНИИ СИСТЕМ ДИАГНОСТИКИ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ

Емельянов В.Е., Полотнянщиков И.А.
ortzi@mstuca.ru, polotnyanschikov@gmail.com

Кафедра основ радиотехники и защиты информации
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Рассмотрена возможность использования механизмов распознавания образов на основе нейросетевых алгоритмов в задачах прогнозирования. Сам процесс прогнозирования предлагается формализовать как распознавание образов, где обучающим множеством являются значения прогнозируемого временного ряда, и возможна техническая реализация устройства прогнозирования на нейросетях. Показана перспективность

использования таких нейросетей при проектировании систем диагностики (СД) средств защиты информации (СЗИ).

1. ВВЕДЕНИЕ

Теория нейронных сетей (НС) является активно развивающейся областью научного познания. Основные перспективы использования этой теории связаны с решением сложных практических задач. Нейронные сети – один из основных принципов построения ЭВМ шестого поколения.

Широкий круг задач, решаемых НС не позволяет построить универсальные, мощные сети, вынуждая разрабатывать узкоспециализированные НС, работающие по определённым алгоритмам. В настоящее время существует большое количество разнообразных типов НС, предназначенных для решения различных задач. Эти модели отличаются структурой связей, правилами определения весов и способами обучения.

Одним из наиболее быстро развивающихся направлений в нейроинформатике является распознавание образов [1]. Под распознаванием понимается идентификация и соотнесение с каким-либо классом из уже известных. В качестве образов могут выступать различные по своей природе объекты: символы текста, изображения, образцы звуков и т. д. При обучении сети предлагаются различные образцы образов с указанием того, к какому классу они относятся. Образец, как правило, представляется в виде вектора значений признаков. При этом совокупность всех признаков должна однозначно определять класс, к которому относится образец.

Прогнозирование величин можно свести к задачам распознавания образов, понимая под образом статистику процесса за какой-либо промежуток времени. Диагностика оборудования на основе прогнозирования будущего состояния приборов будет сводиться к предсказанию изменений в «поведении» прибора на основе статистики его отказов, ремонтов и работы без сбоев.

2. РАСПОЗНАВАНИЕ ОБРАЗОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Решение любой задачи нейросетевыми алгоритмами в пределе сводится к 2 этапам: обучение сети и рабочий ход. Обучение считается законченным, когда сеть правильно выполняет действия над тестовыми примерами и дальнейшее обучение не вносит больших изменений в уже существующую конфигурацию сети.

Существует три способа обучения нейросети [1, 2]: с учителем, самообучение и смешанная. В первом случае известны правильные ответы к каждому входному примеру, а веса подстраиваются так, чтобы минимизировать ошибку. Обучение без учителя позволяет распределить образцы по категориям

за счет раскрытия внутренней структуры и природы данных. При смешанном обучении комбинируются два вышеизложенных подхода. Существует большое число алгоритмов обучения, ориентированных на решение разных задач.

Среди них выделяет алгоритм обратного распространения ошибки, который является одним из наиболее успешных современных алгоритмов. Его основная идея заключается в том, что изменение весов синапсов происходит с учетом локального градиента функции ошибки. Разница между реальными и правильными ответами нейронной сети, определяемыми на выходном слое, распространяется в обратном направлении (рис. 1) – навстречу потоку сигналов. В итоге каждый нейрон способен определить вклад каждого своего веса в суммарную ошибку сети. Простейшее правило обучения соответствует методу наискорейшего градиентного (покоординатного) спуска, то есть изменения синаптических весов пропорционально их вкладу в общую ошибку [3].

Стоит заметить, что при таком обучении нейронной сети оптимальность обучения является спорной, так как всегда существует возможность попадания алгоритма в локальный минимум (рис. 2). Однако существуют специальные алгоритмы, благодаря которым найденное решение можно улучшить. Если после нескольких таких действий нейронная сеть сходится к тому же решению, то можно сделать вывод о том, что, скорее всего, оно оптимально [4].

Распознаванием и классификацией образа принято называть его идентификацию и отнесение к соответствующему классу данных. При решении такой задачи нейронная сеть может выступать как в роли определителя свойств объектов, так и классификатора, приписывающего образ к конкретному классу.

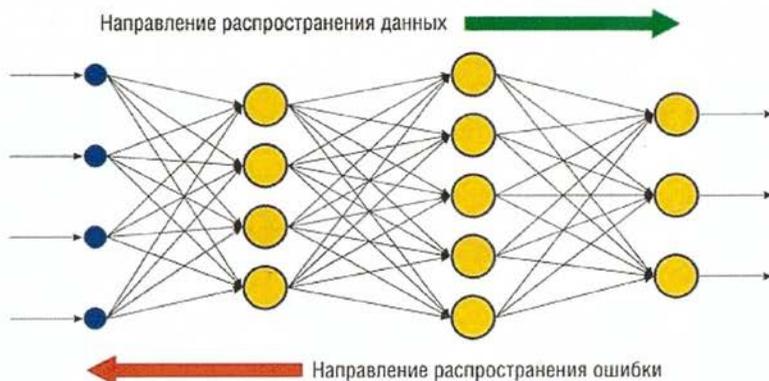
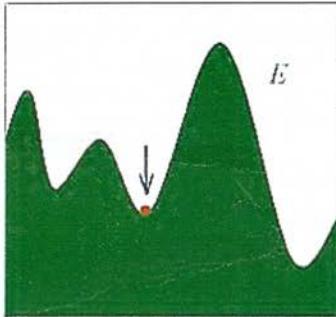


Рисунок 1. Метод обратного распространения ошибки для многослойной полносвязной нейронной сети.



Попадание в локальный минимум

Градиентный спуск

Весовые коэффициенты меняются по формуле:

$$\Delta w_{ij}^{(n)} = -\eta \frac{\partial E}{\partial w_{ij}^{(n)}}$$

где:

w — коэффициент синаптической связи,
 η — коэффициент скорости обучения сети,
 E — функция суммарной ошибки сети.

Рисунок 2. Метод градиентного спуска при минимизации ошибки сети.

3. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПОВ АСПОЗНАВАНИЯ ОБРАЗОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОСЕТЕВЫХ АЛГОРИТМОВ

3.1. Метод окон

Задача прогнозирования, может быть сведена к задаче распознавания образов, описанной выше, для этого применяется метод «окон» [5] (рис. 4):

Задан временной ряд $x_t, t = 1, 2, \dots, T$. Используется два окна W^{in} (input) и W^{out} (output) фиксированного размера n и m соответственно, для наблюдаемого множества данных.

Эти окна способны перемещаться с некоторым шагом S по кривой (ряду) вдоль оси времени. В результате получается некоторая последовательность наблюдений: Первое окно W^{in} , сканирует данные, предает их на вход НС, а W^{out}

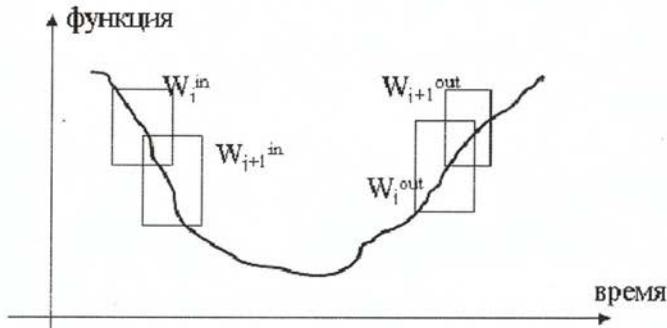


Рисунок 3. Метод окон.

– на выход. Получающаяся на каждом шаге пара $W_j^{in} \rightarrow W_j^{out}$, $j = 1, \dots, n$ образует обучающую пару (наблюдение). После обучения НС можно использовать для прогноза.

3.2. Обучение нейросети

Теперь собственно об обучении нейросети: как было сказано ранее – сама нейросеть многослойная, в ней присутствуют также скрытые слои, поэтому лучшим способом будет метод обратного распространения ошибки [2], он будет рассмотрен далее. Стратегия обучения – обучение с учителем, так как заранее известны необходимые данные (входные и выходные окна).

На рис. 4: \bar{y}_i – вектор эталонных сигналов (желаемых); y_i – вектор реальных (выходных) сигналов; x_i – вектор входных сигналов.

Основные шаги обучения:

1) Выбрать очередную обучающую пару (x, \bar{y}) из обучающего множества $\{(x, \bar{y})\}$, где x – входной вектор, \bar{y} – соответствующий ему желаемый выходной вектор (входное и выходное «окно» соответственно). Подать входной вектор x на вход НС.

2) Вычислить выход сети y – реальный выходной сигнал. Предварительно, весовые коэффициенты a_{ij} и b_{ij} задаются произвольно случайным образом.

3) Вычислить отклонение (ошибку):

$$\delta = (y - \bar{y}). \quad (1)$$

4) Подкорректировать веса a_{ij} и b_{ij} сети так, чтобы минимизировать ошибку.

$$\delta \rightarrow \min_{\{a_{ij}, b_{ij}\}}. \quad (2)$$

5) Повторить шаги 1–4.

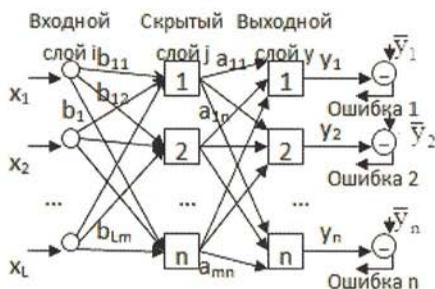


Рисунок 4. Общая структура многослойной нейронной сети.

К ВОПРОСУ О МОДЕЛИ ПОВЕДЕНИЯ ЗЛОУМЫШЛЕННИКА С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТЕОРИИ ИГР И МАРКОВСКИХ ПРОЦЕССОВ

Емельянов В.Е., Тхорь В.А.
ortzi@mstuca.ru, thor11@mail.ru

Кафедра основ радиотехники и защиты информации
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Предложены модели поведения злоумышленника, нацеленного на получение несанкционированного доступа к конфиденциальной информации. Для построения моделей используются элементы теории игр и марковских процессов. Предполагается, что атаки злоумышленника, осуществляемые на автоматизированную информационную систему, носят внутренний характер. Полученные математические соотношения могут использоваться для оценки и прогнозирования уровня защиты конфиденциальной информации.

1. ВВЕДЕНИЕ

Перехват информации, носящей конфиденциальный характер, приводит к возникновению ущерба, связанного со снижением характеристик функционирующей телекоммуникационной системы, снижением дохода, снижением уровня безопасности размещенных технических средств защиты информации.

Согласно ГОСТу 350922-96 защита информации – это деятельность, направленная на предотвращение утечки защищаемой информации, несанкционированных и непреднамеренных воздействий на защищаемую информацию.

Обеспечение информационной безопасности (ИБ) в большинстве случаев связано с комплексным решением трех задач [1, 2]:

- обеспечением доступности информации;
- обеспечением целостности информации;
- обеспечением конфиденциальности информации.

Угроза информационной безопасности – это потенциальная возможность нарушения режима информационной безопасности. Преднамеренная реализация угрозы называется атакой на информационную систему. Лица, преднамеренно реализующие угрозы, являются злоумышленниками (ЗУ).

Угрозы информационной безопасности классифицируются по нескольким признакам [1]:

- по составляющим информационной безопасности (доступность, целостность, конфиденциальность), против которых, в первую очередь, направлены угрозы;

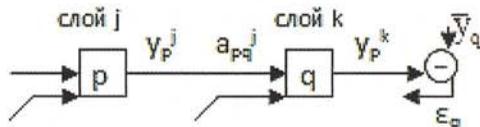


Рисунок 5. Обучение одного веса от нейрона p в скрытом слое j к нейрону q в выходном слое k .

$$\Delta b_{sp}^j = \alpha \delta_p^j y_s^j, \quad (9)$$

$$b_{sp}^j(t+1) = b_{sp}^j(t) + \Delta b_{sp}^j. \quad (10)$$

И так для каждой пары. Процесс заканчивается, если для каждого X НС будет вырабатывать $\approx Y$, то есть, если нейронная сеть при любом входном сигнале будет выдавать выходной, близкий к выходному из обучающего множества [6].

Из вышесказанного следует, что подобное построение СД СЗИ даёт возможность резкого повышения эффективности процессов технической диагностики и конструкции СЗИ при параллельном сокращении времени поиска места отказа и устранения возможной неисправности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Башмаков А.И., Башмаков И.А. Интеллектуальные информационные технологии. – М.: Издательство МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2005. – 303 с.
2. Комашинский В.И., Смирнов Д.А. Нейронные сети и их применение в системах управления и связи. – М.: Горячая линия – Телеком, 2003 – 94 с.
3. Нейронные сети: обучение без учителя – http://www.codenet.ru/progr/alg/ai/htm/gl3_4.php
4. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс – М.: Вильямс, 2006. – 1104 с.
5. Лукашин Ю.П. Адаптивные методы краткосрочного прогнозирования временных рядов. – Учеб. пособие. М.: Финансы и статистика, 2003 г. – 416 с.
6. Круглов В.В., Борисов В.В. Искусственные нейронные сети. Теория и практика. – М.: Горячая линия – Телеком, 2002. – 382 с.

Процесс повторяется до тех пор, пока ошибка на всем обучающем множестве не уменьшится до требуемой величины.

Теперь о том, какую роль играет метод обратного распространения ошибки. Очевидно, что весовые коэффициенты на шаге номер 4 нельзя подкорректировать без соответствующего правила, и именно благодаря вышеозначенному методу это становится возможным. Рассмотрим необходимые действия:

1) Для каждого слоя вычисляется выходной сигнал Y :

$$Y = F(X \cdot A), \quad (3)$$

где A – матрица весов слоя, X – входной сигнал, F – функция активации.

2) Выполняется подстройка весов выходного слоя. Для этого применяется модифицируемое дельта-правило.

Для выходного нейрона сначала находится сигнал ошибки

$$\varepsilon_q = \bar{y}_q - y_q^k. \quad (4)$$

ε_q умножается на производную сжимающей функции $[y^*(1-y)]$, вычисленную для этого нейрона слоя k . Получаем величину δ

$$\delta_q = y_q^k (1 - y_q^k) \varepsilon_q. \quad (5)$$

Далее как в обычном дельта-правиле находим

$$\Delta a_{pq}^k = \alpha \delta_q^k y_p^j, \quad (6)$$

где α – коэффициент скорости обучения ($0.01 \leq \alpha < 1$) = *const*, подбирается экспериментально в процессе обучения; y_p^j – выходной сигнал нейрона p слоя j .

$$a_{pq}^k(t+1) = a_{pq}^k(t) + \Delta a_{pq}^k. \quad (7)$$

$a_{pq}^k(t)$, $a_{pq}^k(t+1)$ – величина веса в связке нейронов $p \rightarrow q$ на шаге t (до коррекции) и шаге $t+1$ (после коррекции).

3) Подстройка весов скрытого слоя.

Рассмотрим нейрон скрытого слоя p (рис. 5). При переходе вперед этот нейрон передает свой выходной сигнал нейронам выходного слоя через соединяющие их веса. Во время обучения эти веса функционируют в обратном порядке, пропуская величину δ от выхода назад к скрытому слою.

$$\delta_p^j = \underbrace{y_p^j (1 - y_p^j)}_{F_p'} \underbrace{\left[\sum_q \delta_q^k a_{pq}^k \right]}_{\varepsilon}, \quad (8)$$

- по компонентам информационных систем, на которые угрозы нацелены (данные, программы, аппаратура, персонал);
- по характеру воздействия (случайные или преднамеренные, действия природного или техногенного характера);
- по расположению источника угроз (внутри или вне рассматриваемой информационной системы).

2. ИГРОВАЯ МОДЕЛЬ ПОВЕДЕНИЯ ЗУ

Рассмотрим автоматизированную информационную систему (АИС). Утечки информации в ней происходят в основном из-за воздействия внутренних угроз. С точки зрения эффективности защиты конфиденциальной информации (ЗКИ) можно воспользоваться понятием величина ущерба, которая по своей природе случайна. Тогда в качестве ее меры можно принять вероятность реализации угрозы ИБ.

Пусть на АИС может воздействовать n угроз, каждая из которых характеризуется вероятностью реализации атаки P_{pai} и вероятностью отражения этой атаки P_{oi} . Также введем величину ущерба от i -ой угрозы (атаки) на конфиденциальную информацию (КИ) и обозначим как U_{ai} .

Тогда убытки, которые мог понести владелец КИ, от n независимых и аддитивных угроз имеет вид

$$W = \sum_{i=1}^n P_{pai} \times P_{oi} \times U_{ai}, \quad (1)$$

где

$$P_{pai} \times U_{ai} = Q_{ai}. \quad (2)$$

Получаем, что Q_{ai} – степень риска i -ой угрозы. P_{pai} отражает возможности ЗУ, P_{oi} – возможности обладателя КИ по ее защите. Недостатком такого подхода является то, что нет точной априорной статистической информации о частоте реализаций атак. Однако отметим, что задача, связанная с ЗКИ, относится к классу трудно формализуемых из-за того, что в большинстве случаев приходится принимать решение в условиях неполной информации о ЗУ. Как следствие игроки накапливают сведения о противнике и принимают решение о действии (бездействии) в зависимости от реализуемых методов и средств по атаке на КИ и ее защите.

Такое поведение игроков можно представить как 3 повторяющихся шага:

- 1) Анализ ситуации:
 - априорный анализ исходной информации;
 - систематизирование информации, получаем с течением времени;

- анализ неопределенных факторов (прогнозирование поведения сторон, применение разных методов для получения недостающей информации).
- 2) Принятие решения на основе имеющейся информации.
- 3) Реализация принятого решения.

Формально такой конфликт противоборствующих сторон по отношению к одному информационному ресурсу можно записать в виде [3]

$$Z(t) = \{x_i, y_i, X_i, Y_i\}, \quad (3)$$

где x_i – множество ходов обладателя КИ; y_i – множество ходов злоумышленника; X_i – функция полезности ходов обладателя КИ; Y_i – функция полезности ходов злоумышленника.

По сути, с помощью этого выражения определяется оптимальная стратегия поведения для каждой из сторон, т.е. такая стратегия, чтобы при многократном повторении игры был максимальный выигрыш или минимальный средний возможный проигрыш [3].

Допустим, что в игре принимают участие два игрока – А и Б. Причем А – обладатель КИ, Б – ЗУ. У каждого из них есть два варианта поведения: 1 – ничего не предпринимать, 2 – принять меры по защите КИ (или совершить атаку). В некий момент времени $t > 0$ для i -ого информационного ресурса АИС возможны следующие ситуации:

1. Атака отражена, так как силы ЗУ недостаточны и применяемые средства защиты достаточно эффективны. Следовательно, эту ситуацию записываем как (a) , т.е. выигрыш защиты.
2. Атака не отражена, так как силы ЗУ превосходят применяемые средства защиты. Следовательно, эту ситуацию записываем через $(-b)$, т.е. проигрыш защиты.
3. Угрозы не возникает, т.е. защищаемая КИ его не интересует или применяемые средства защиты на несколько порядков эффективнее нежели атака. В этом случае защита проигрывает, т.к. ЗУ не расходует средства и силы $(-c)$.
4. Последний случай. Средства защиты не применяются (либо нет возможности, либо нет данных о потенциальных угрозах), и ЗУ не воспользовался благоприятной ситуацией. В этом случае защита выигрывает (d) .

Все возможные варианты можно записать матрицей:

$$M_{ij} = \begin{vmatrix} a & -b \\ -c & d \end{vmatrix}. \quad (4)$$

Выражение (4) является моделью игрового метода принятия решения противоборствующими сторонами в условиях неполной информации.

3. МАРКОВСКИЙ ХАРАКТЕР ИЗМЕНЕНИЯ ПОВЕДЕНИЯ СТОРОН

При условии, что участвующие стороны меняют свою линию поведения монотонно, можно считать, что их поведение описывается марковским процессом (МП).

В МП с непрерывным параметром переходы АИС из состояния i в состояние j задаются интенсивностями переходов λ_{ij} .

Пусть на АИС за конечное время τ воздействует n простейших потоков внутренних атак с интенсивностями λ_i , $i = 1, n$. При этом μ_i интенсивность отражения последствий i -й внутренней атаки. Соответственно, R_i – вероятность отражения, $a \neg R_i$ – вероятность реализации i -ой внутренней угрозы. Тогда, $\mu_i * R_i$ – интенсивность отражения атак на АИС, а $\mu_i * \neg R_i$ – интенсивность их реализации.

Примем следующие допущения:

- поток парирования и непарирования внутренних угроз (ВУ) простейший;
- возможности по парированию последствий воздействия на АИС i -й внутренней угрозы не ограничены, т.е. $\mu_i \geq \lambda_i$;
- так как рассматриваются простейшие потоки, то появление одновременно двух и более ВУ является невозможным событием.

На рис. 1 представим АИС в виде графа состояний:

0 – атак не было; 1, n – одна атака; $n + 1$ – поглощающее неблагоприятное состояние.

В этом случае матрица интенсивностей перехода имеет вид [4]

$$|\lambda_{ij}| = \begin{vmatrix} \lambda_0 & \dots \lambda_i & \dots \lambda_n & 0 \\ \mu_i \times R_i & \dots -\mu_i & \dots 0 & \mu_i \times \neg R_i \\ \mu_n \times R_n & \dots 0 & \dots -\mu_n & \mu_n \times \neg R_n \\ 0 & \dots 0 & \dots 0 & 0 \end{vmatrix}. \quad (5)$$

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выражение (4) является моделью игрового метода принятия решения противоборствующими сторонами в условиях неполной информации. Такая игровая модель может использоваться для оценки и прогнозирования достигнутого уровня защиты информации с учетом выбора наиболее целесообразной стратегии поведения игроков. При многократном повторении игры реализация оптимальных стратегий обеспечит игроку максимально возможный средний выигрыш. Оно может быть разрешено с помощью правила минимакса [5-7].

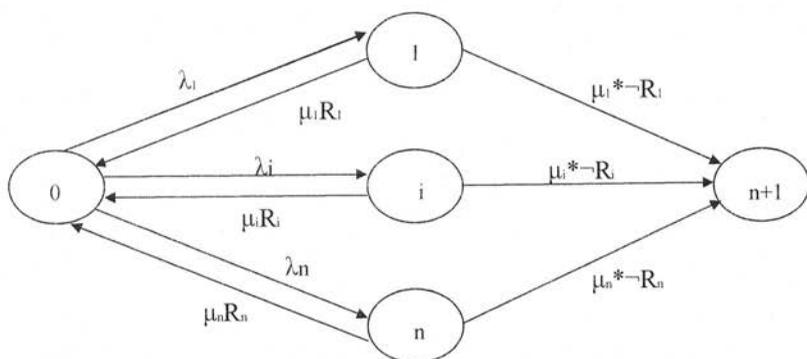


Рисунок 1. Граф состояний АИС.

Решение уравнения (5) может быть найдено с помощью известных математических методов [7, 8]. Оно позволяет определить количество атак за конечное время τ .

ЛИТЕРАТУРА

1. Информационный бюллетень Jet Info – <http://www.jetinfo.ru/>
2. Информационно-методический журнал «Защита информации» – <http://www.inside-zi.ru/>
3. Росенко А.П. Игровой метод оценки ущерба от реализации злоумышленником внутренних угроз безопасности конфиденциальной информации. // Известия ЮФУ. Технические науки, т. 76, №1, 2007. – С. 43-46.
4. Е.С. Клименко, А.П. Росенко Марковская модель оценки влияния внутренних угроз на безопасность конфиденциальной информации. // Известия ЮФУ. Технические науки, т. 76, № 1, 2007. – С. 123-124.
5. Катулев А.Н., Северцев Н.А. Исследование операций. Принципы принятия решений и обеспечения безопасности/ Под редакцией академика РАН П.С. Краснощекова. М.: Физико-математическая литература, 2000. – 320 с.
6. Протасов И.А. Теория игр и исследование операций. М.: Гелиос АРВ, 2006. – 370 с.
7. Эддоус М., Стэнсфилд Р. Методы принятия решений. М.: Аудит, ЮНИТИ, 1997. – 587 с.
8. Берд Дж. Инженерная математика. Карманный справочник. М.: Додэка-XXI, 2008. – 544 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ТРЕНАЖЕРОВ В НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ

Устинов В.В.

ustinov_1956@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Кашковский В.В.

kachkovskii@mail.ru

Кафедра информационных систем
Иркутский государственный университет путей и сообщений
(г. Иркутск)

Показаны возможности использования авиационных тренажеров для решения задач оценки качества техники пилотирования, выявления ошибок при выполнении полетных задач, а также отслеживания уровня натренированности летного состава.

Авиационные тренажеры получили большое распространение и в военной и в гражданской авиации по двум причинам. Во-первых, авиационный тренажер позволяет сделать подготовку пилотов абсолютно безопасной, т.к. подготовка пилотов в реальном полете всегда связана с повышенным риском. Кроме этого тренажер позволяет сделать безопасной отработку нештатных ситуаций, некоторые из которых либо крайне опасны для отработки в реальном полете, либо вообще их отработка в реальном полете запрещена законодательно. Во-вторых, авиационный тренажер позволяет сэкономить значительные финансовые средства на летной подготовке экипажей в виду того, что стоимость эксплуатации реального летательного аппарата (ЛА)кратно превосходит стоимость эксплуатации тренажера.

Сейчас можно констатировать, что тренажеры гражданских ЛА имеют более высокий уровень совершенства, чем военных ЛА в виду действия в гражданской авиации жестких стандартов JAR-FSTD и ICAO 9625, подробно определяющих соответствие тренажерной модели реальному ЛА. Тренажеры, сертифицированные по самому высокому уровню (Level D по JAR-FSTD или Level VII по ICAO 9625), имеют такой высокий уровень подобиия, что позволяют выпускать правых пилотов по завершению курса тренажерной переподготовки на новый тип ЛА сразу в коммерческий полет без выполнения вывозной программы на ЛА.

Авиационные тренажеры можно разделить на четыре основные группы:

- Full Mission Simulator (FMS) – групповые тренажеры;

- Full Flight Simulator (FFS) – комплексные тренажеры с коллимационными системами визуализации;
- Flight Training Device (FTD) – комплексные тренажеры с проекционными системами визуализации;
- Flight Procedures Training Device (FPTD) – процедурные тренажеры.

Процедурные тренажеры (FPTD) предназначены для отработки экипажем процедур подготовки и выполнения полета. В тренажерах такого назначения пульты, приборы и органы управления обычно имитируются с помощью сенсорных мониторов. Для удобства отдельные пульты и органы управления могут быть представлены в виде полноразмерных макетов.

Комплексными тренажерами самолетов (KTC) называют тренажеры, оборудованными системой подвижности. Это тренажеры самого высокого уровня. Кабина комплексного тренажера выполняется в виде полной реплики реальной кабины ЛА. На комплексные тренажеры устанавливаются передовые системы визуализации.

Групповые тренажеры (Full Mission Simulator – FMS) предназначены для отработки групповых боевых действий. Они объединены в единую сеть с помощью интерфейса HLA, который позволяет объединять разнородные тренажеры – авиационные, танковые, артиллеристские и др.

По современной терминологии авиационные тренажеры с неподвижной кабиной относят к авиасимуляторам. В качестве тренажеров они не отвечают требованиям ИКАО по подготовке летчиков гражданской авиации и считаются морально устаревшими. Авиасимуляторы существенно различаются по конструкции в зависимости от предназначения: от механико-электронных устройств с приборной панелью и передней частью фюзеляжа, предназначенные для обучения летчиков, до компьютерных программ для персональных ЭВМ.

Поскольку авиационные тренажеры предназначены для обучения летного состава, постольку они могут быть эффективным инструментом для исследования вопросов обучаемости летного состава и оценки качества пилотирования. Поэтому начиная с 80-х годов авторами предпринято несколько попыток использовать комплексный авиационный тренажер Ил-76 для научных исследований.

Первая попытка решения этой задачи была предпринята в конце 80-х годов. После доработки тренажера предполагалось записывать показания его приборов на типовое бортовое устройство регистрации (БУР) типа ТЕСТЕР УЗ-Л. Впоследствии предполагалась обработка этой информации с применением наземной системы обработки полетной информации Луч-74. Решить задачу в данной постановке не удалось по причине того, что с помощью ТЕСТЕР УЗ-Л невозможно записывать выходы преобразователей код-ток. Поэтому сформировать кадр записи, аналогичный кадру записи БУР самолета, не представилось возможным.

В середине 2000-х годов была предпринята новая попытка привязки существующих тренажеров к наземному устройству обработки полетной информации типа «Топаз-М». При этом предполагалось снятие со стойки регистрации параметры перезаписывать через нормализатор напряжений (например для записи информации используются напряжения 0-6,3В для системы «Тестер» и 0-5В – для регистратора «БУР-1» и т.д.). Кодирование информации осуществляется по стандартным алгоритмам для записи в бортовое устройство регистрации. Далее через устройство считывания и воспроизведения, а также специальную интерфейсную плату согласования записи полетной информации поступают в комплекс «Топаз-М».

Однако это предложение приемлемо только при наличии этих тренажеров и их активном применении.

Тем не менее, решение данной задачи было найдено путем разработки авиасимулятора [1, 2], приборная панель которого изображена на рис. 1.

Разработанный авиасимулятор моделирует управление самолетом в директорном режиме при полете по глассаде. В отличие от традиционных тренажеров разработанный авиасимулятор имеет следующие особенности:

1. Авиасимулятор позволяет пилотировать один и тот же самолет либо оператору ЭВМ, либо модели летчика с возможностью последующего сравнения результатов управления.
2. В целях исследования качества пилотирования коэффициенты динамики самолета могут изменяться в широком диапазоне. Модели самолетов и летчиков хранятся в файлах и загружаются в авиасимулятор перед началом полета. Это позволяет исследовать особенности пилотирования любых типов ЛА.
3. Объективные данные о выполненных полетах хранятся в файлах, поэтому могут быть исследованы с применением специального программного обеспечения.

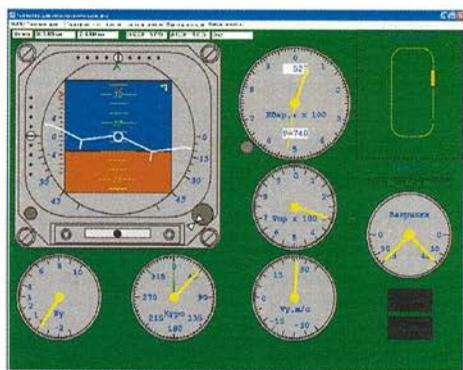


Рисунок 1. Приборная доска авиасимулятора, разработанного для исследования вопросов обучаемости летного состава и оценки качества пилотирования.

Такая особенность авиасимулятора позволила получить и исследовать объективные материалы по пилотированию самолета, которые невозможно получить в обычной практике летных училищ и летной эксплуатации. В экспериментах участвовали курсанты авиационного инженерного училища без навыков пилотирования, специалисты по обслуживанию тренажеров с навыками полетов на КТС, летчики спортивной авиации и военные летчики с навыками пилотирования маневренных самолетов. Полученные объективные данные по управлению пилотом замкнутой системой самолет-летчик позволили построить математическую модель действий летчика при управлении маневренным самолетом.

Для построения модели движение ручки летчика по тангажу с помощью КИХ-фильтра был разбит на низкочастотную составляющую (концептуальную модель полета) и высокочастотную составляющую – исполнительскую модель (ИМ) – δ_{TG} . Исследования показали, что параметры распределения δ_{TG} не зависят от турбулентности атмосферы и других возмущающих факторов полета и коррелированы только с летной квалификацией пилота маневренного самолета. Выполненные исследования показали, что во всех случаях сигнал ИМ имеет смесевую плотность распределения [3], которая может быть представлена в виде суммы двух законов распределения [4, 5]

$$f(\delta_{TG}) = P_1 f_1(\delta_{TG}) + P_2 f_2(\delta_{TG}),$$

где $f_1(\delta_{TG}) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\delta_{TG})^2}{2\sigma^2}}$ – нормальный закон распределения с нулевым математическим ожиданием и со средним квадратичным отклонением, равным σ ;

$$f_2(\delta_{TG}) = \mu^* \frac{\Gamma[(n+1)/2]}{\Gamma(n/2)\sqrt{\pi n}} \left(1 + \frac{\mu^{*2} x^2}{n}\right)^{-(n+1)/2} \quad \text{– распределение Стьюдента с двумя}$$

степенями свободы ($n=2$) и интенсивностью $\mu^* = \lambda^* \frac{\Gamma(n/2)\sqrt{\pi n}}{\Gamma[(n+1)/2]}$;

λ^* – максимум плотности $f_2(\delta_{TG})$, найденный статистически по результатам полета; P_1 и P_2 – смесевые вероятности, имеющие свойство $P_1 + P_2 \equiv 1$.

Исследования полетов на тренажере позволили предположить, что пилот при полном отсутствии квалификации (т.е. человек, совершивший всего 1-2 полета на тренажере) характеризуется плотностью распределения $f_1(\delta_{TG})$ при $P_1 \rightarrow 1$ и $P_2 \rightarrow 0$.

По мере получения навыков пилотирования $P_1 \rightarrow 0$ и $P_2 \rightarrow 1$. Поэтому у летчика способного самостоятельно посадить самолет вероятностью P_1 можно пренебречь. В этом случае уровень летной квалификации пилота

характеризуется максимумом плотности распределения λ^* , который, в свою очередь, может быть оценен количественно по данным БУР [4, 5].

На этом возможности разработанного авиасимулятора далеко не исчерпаны. В настоящее время актуальными является следующие направления исследований:

1. Исследование особенностей пилотирования тяжелых самолетов.
2. Исследование вопросов снижения навыков пилотирования при перерывах в полетах (растренированность).
3. Исследование вопросов обучаемости навыкам пилотирования и др.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кашковский В.В., Тихий И.И. Применение Z-преобразования для разработки авиационных тренажеров. // Авиакосмическое приборостроение. №7, 2009. – С. 50-53.
2. Кашковский В.В., Тихий И.И. Применение Z-преобразований для моделирования полета и разработки авиационных тренажеров. Информационные системы контроля и управления в промышленности и на транспорте. Сб. науч. трудов / Под ред. Ю. Ф. Мухопода – Иркутск: изд-во ИрГУПС, Вып. 16, 2009. – С. 34-41.
3. Райншке. К. Модели надежности и чувствительности систем. Перевод с немецкого под редакцией д-ра техн. наук, проф. Б. А. Козлова. – М: МИР, 1979. – 452 с.
4. Кашковский В.В., Тихий И.И., Полуэктов С.П. Оценка качества управления сложными техническими объектами. // Вестник Иркут. гос. тех. ун-та. Вып. 2 (34), 2008. – С. 37-41.
5. Кашковский В.В., Тихий И.И., Полуэктов С.П. Оценка качества пилотирования в режиме полета по глиссаде. // Научный вестник Моск. гос. технич. ун-та ГА. № 138 (1), 2008. – С. 191-197.

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ В ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ВУЗА

Шушарин В.А., Скоробогатова М.В.

Учебно-методическое управление

Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

В статье приводится решение инновационного развития вуза на основе проектирования и внедрения автоматизированных информационных систем.

В современных рыночных условиях развитие вуза напрямую зависит от его организационной структуры. В связи с этим актуальным является разработка системы управления внутренними и внешними процессами в условиях открытого информационного образовательного пространства, а также обеспечение генерации новых идей, знаний и технологий. Процесс подготовки кадров требует соответствующих изменений роли, подходов и методов управления инновационной научно-образовательной деятельностью современных университетов для соответствия их с реальными темпами экономического развития. Разработка и использование новых образовательных технологий и подходов являются неотъемлемой частью его жизнедеятельности [1,2].

Резник С.Д. и Филиппов В.М. рассматривают управление высшим учебным заведением как социально-экономическую систему, в которой отражена «взаимосвязь элементов внешней среды, оказывающих воздействие на систему управления высшим учебным заведением, и конечные результаты деятельности данной системы, достижимые при условии эффективного использования принципов и механизмов, осуществляющих систему взаимосвязей и отношений между объектом и субъектом управления данной системой» [3]. К субъектам управления, то есть управляющей подсистеме авторы относят органы управления образованием, органы управления вузом, управленческие кадры вуза.

Управляемая подсистема включает несколько подсистем управления: управление стратегическим развитием; управление учебной работой; управление научной работой; управление экономической деятельностью; управление внешними связями; управление социальной и воспитательной работой; управление административно-хозяйственной деятельностью. Управление инновационной деятельностью рассматривается как отдельное направление деятельности в подсистеме управления стратегическим развитием. Функциональное управление осуществляют руководители подразделений, задействованных в инновационном процессе. На данном уровне происходит

трансформация стратегических целей в сфере инноваций в тактические цели подразделений или центров ответственности. К управляемой подсистеме относятся подразделения, реализующие и обеспечивающие инновационный процесс, задачей которых является реализация этапов инновационного процесса: генерирование идей — оценка и отбор идеи — разработка инновации — внедрение инновации — коммерциализация.

Таким образом, в современной системе управления вузом инновационная составляющая должна быть выведена на стратегический уровень и находить отражение во всех подсистемах, что в свою очередь обеспечивается выбором соответствующей организационной структуры вуза, обеспечивающей закрепление инновационных целей за соответствующими подразделениями.

Ключевым механизмом, позволяющим обеспечить достижение стратегических целей высшего учебного заведения и приобрести устойчивые преимущества в конкурентной среде, являются инновации в управлении образовательным учреждением на базе новейших информационных технологий. Неотъемлемой частью информационных технологий являются информационные системы, которые не только должны автоматизировать оперативную деятельность функциональных подразделений вуза, но и обеспечить руководство вуза эффективным инструментом для принятия управленческих решений и обеспечить эффективное управление вузом в целом.

В связи с этим актуальна разработка единой информационной среды вуза на базе взаимосвязанных автоматизированных информационных систем (АИС), предназначенных для методической, информационно-аналитической и организационной поддержки управления учебным процессом [4].

В Иркутском филиале ИГТУ ГА в целях стратегического развития на основе инновационных технологий разработаны и внедрены в управление качеством образовательной деятельности шесть наиболее востребованных подсистем АИС.

Необходимость разработки единой корпоративной АИС филиала университета была обусловлена следующими причинами:

- отсутствие единой информационной системы данных;
- использование различных источников данных приводит к дублированию и/или искажению информации;
- несовпадение периодичности и сроков обновления взаимосвязанной информации;
- затрудненность обмена данными между подразделениями;
- низкая оперативность в подготовке аналитической и управляющей информации.

Указанные причины приводят к несовместимости и противоречивости информации, несвоевременности ее поступления, и, как следствие, формирование несвоевременного или неэффективного управляющего воздействия.

Разработка любой сложной информационной системы предполагает выполнение большого объема работ, предшествующих непосредственному программированию. Во-первых, разрабатывается концепция будущей системы, во-вторых, осуществляется предпроектное обследование организации, в которой эта система будет функционировать.

В процессе обследования организации, проектирования и создания АИС решались первостепенные вопросы:

- создание структуры АИС, источников информации и результатов с позиции оптимальности, необходимости и достаточности;
- определение количественных характеристик требуемых результатов работы, конкретизировав сроки достижения, затраты времени и ресурсов;
- определение технологии непрерывного обновления основных показателей образовательного процесса, установление сроков и ответственных исполнителей;
- обеспечение доступности и открытости оперативных показателей учебного процесса (посещаемость, успеваемость и др.);
- определение методики анализ качества учебно-воспитательного процесса на основе интегративных показателей;
- повышение квалификации исполнителей, оставляя за ними право на инициативу и творческую работу;
- предусмотреть правила учета и контроля деятельности субъектов учебного процесса;
- использование методов оптимизации и регуляционных механизмов управления учебным процессом;
- авторизация пользователей по паролю и распределение их по степени доступа путем предоставления сервисов, позволяющих формировать запросы на получение информации ограниченного доступа, в соответствии с уровнем компетентности пользователя.

Альтернативные продукты, предлагаемые разработчиками (например, автоматизированная система управления «Спрут», состоящая из четырёх подсистем), позволяют, как правило, решать отдельные задачи: составление расписания учебных занятий, автоматизированная библиотечная система, штатное расписание и пр. Уникальность предлагаемого программного продукта в комплексном подходе к задачам сбора, передачи информации и управления учебным процессом с учетом множества перекрёстных связей между субъектом и объектом системы управления. Также возможности адаптации АИС под задачи конкретного вуза, нормативно-правовые акты образовательной деятельности.

Руководствуясь анализом предметной области, на первом этапе созданы подсистемы АИС, которые взаимосвязаны и дают наибольший эффект в управлении качеством образовательной деятельности:

- подсистема «Кадры», включает подсистемы абитуриенты, студенты, сотрудники;
- подсистема «Учебный план»;
- подсистема «Сессия»;
- подсистема «Текущая успеваемость»;
- подсистема «Расписание»;
- подсистема «Библиотека».

В качестве технологий для клиентских рабочих мест выбрана среда разработки php5, для построения баз данных система управления базой данных MSSQL Server.

АИС «Кадры». Содержит персональные данные о преподавательском составе и студентах. Позволяет делать различные выборки и формировать соответствующие статистические отчеты (укомплектованность учеными по кафедрам, специальностям, по циклам дисциплин, по вузу в целом, списки учебных групп студентов, списки студентов по курсам и специальностям).

Подсистема «Абитуриент». Предназначена для автоматизации процесса набора студентов. Содержит персональные данные о поступающих абитуриентах, результатах сдачи вступительных испытаний, ЕГЭ, представляемых документах. Позволяет формировать конкурсный список, формы приказов о зачислении.

АИС «Учебный план». Предназначена для планирования и учета учебной нагрузки преподавателей, расчета объемов учебной работы по специальностям, кафедрам, вузу в целом на учебный год и по семестрам и представления информации в виде соответствующих форм.

АИС «Сессия». Предназначена для сбора информации о результатах сдачи экзаменов и зачетов, ее анализа и представления в виде различных форм и отчетов (учебная карточка студента, зачетно-экзаменационная ведомость, сводная зачетно-экзаменационная ведомость, качество обучения, список задолжников и др.). Позволяет сформировать форму академической справки, приложение к диплому, статистические сведения.

АИС «Текущая успеваемость». Предназначена для сбора информации о результатах текущей успеваемости, рубежного контроля знаний, пропуска учебных занятий, ее анализа и представления в виде статистических отчетов.

АИС «Расписание». Предназначена для информационной поддержки процесса составления расписания, экзаменационной сессии, интернет-экзаменов, ИМЭС. Предусмотрена проверка на накладку аудиторий и преподавателей и на соответствие часов в расписании часам по дисциплинам в учебном плане.

АИС «Библиотека». Предназначена для автоматизации процессов работы учебной библиотеки. Позволяет формировать электронный каталог фонда библиотеки, каталог электронных полнотекстовых изданий, производить автоматизированный поиск изданий по автору, названию, году издания, формировать и выводить на печать каталожные карточки, рассчитывать

обеспеченность учебных дисциплин, циклов дисциплин литературой с учетом степени современности, грифованности, а также другие формы учета и отчетности по библиотечному фонду.

Реализация АИС в управлении вузом позволяет оперативно и эффективно, в едином информационном пространстве решать задачи:

- учет контингента студентов и преподавателей;
- расчет объема учебной работы и учет учебной нагрузки ППС;
- учет текущей, промежуточной и итоговой аттестации студентов;
- подготовка расписания учебных занятий и проверка его на соответствие учебному плану;
- информационное обеспечение учебного процесса;
- подготовка сведений по успеваемости студентов;
- расчет стипендий (по видам выплат) и материальной помощи;
- подготовка статистических сведений за филиал и пр.

Внедрение АИС в Иркутском филиале МГТУ ГА существенно повысило эффективность управления образовательной деятельностью, позволило расширить круг решаемых задач структурными подразделениями вуза.

На рис. 1 изображен фрагмент экранной формы АИС, на которой продемонстрированы наименование подсистем АИС филиала, их краткая аннотация.

На рис. 2 изображена диаграмма численности студентов, имеющих академическую задолженность по итогам сессии.

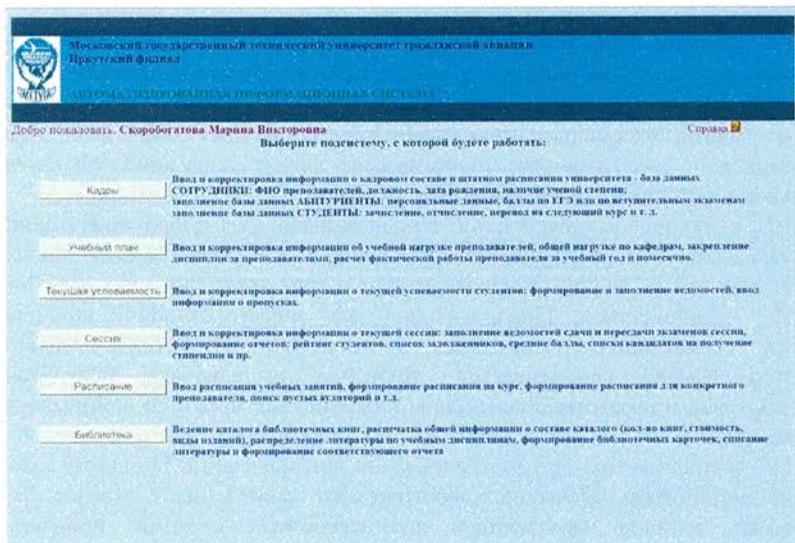


Рисунок 1. Фрагмент экранной формы АИС.

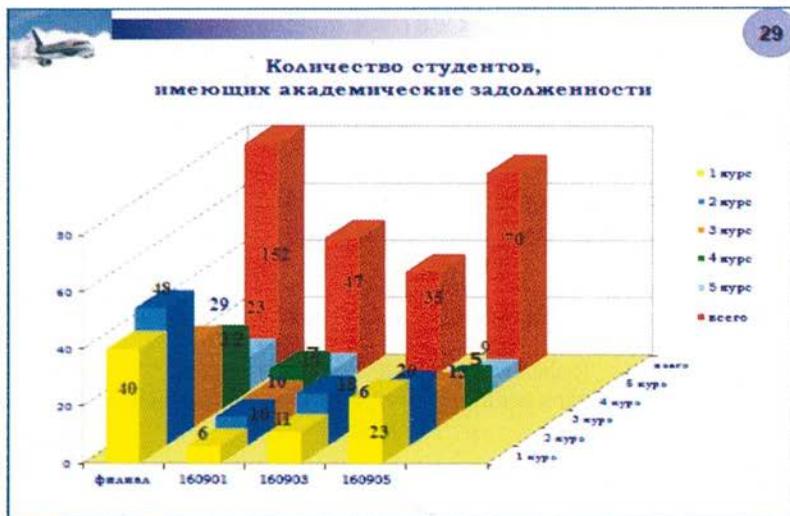


Рисунок 2. Аналитическая справка по академической неуспеваемости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гончаренко Л.П., Арутюнов Ю.А. Инновационная политика. – М.: КНОРУС, 2009. – 352 с.
2. Миклушевский В. В.; Прокошкин А. С., Красильников И. О., Туманов В. Е. Инновации в управлении ВУЗом: новые решения для корпоративной информационной системы // Университетское управление: практика и анализ. № 6, 2006. – С. 16-24
3. Управление высшим учебным заведением: Учебник /под ред. С.Д. Резника, В.М. Филиппова. – 2-е изд., – М.: ИНФРА-М, 2010. – 768 с.
4. Информационные технологии в высшей школе. ОСТ ВШ 01. 002 – 95. М. Миланж, 1995. – 11 с.

**СЕКЦИЯ
«ПРИЛОЖЕНИЯ ЕСТЕСТВЕННО-НАУЧНЫХ ДИСЦИПЛИН В
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

**ДВИЖЕНИЯ МАЯТНИКОВОЙ ЧАСТИ МЕХАНИЗМА
УГЛОМЕСТНОГО НАВЕДЕНИЯ**

Сущенко А.А.
dadyla@mail.ru, la@tsure.ru

Кафедра летательных аппаратов
Таганрогский технологический институт, Южно-федеральный университет
(г. Таганрог)

Приводится анализ трудностей выбора начальной неинерциальной системы координат при составлении кинематических уравнений, описывающих движение точек кинематического объекта. При составлении математической модели судна, как носителя системы стабилизации, предложено принять судно за материальную точку, движущуюся в цилиндрической системе координат. При кинематическом анализе использованы принципы замены высших кинематических пар цепями с низшими парами и, вследствие этого, возникновение точек условной неподвижности. Для уточнения результатов теоретических рассуждений применяется кинематический расчет методом линейной алгебры, что позволяет вычислять передаточное число от центральной шестерни к спутнику при условно остановленном водиле.

В системах стабилизации антенн датчиком угла наклона является простой физический маятник, ошибка которого сильно зависит от точки подвеса и плоскости качания. Применение замкнуто-дифференциального варианта датчика позволяет добиться минимизации влияния смещения точки подвеса на общую ошибку датчика.

Маятниковая часть, образованная антенной с сектором и кронштейнами на которых она подвешена, образуют обычный физический маятник, с центром тяжести в точке C , или в точке O_I , как в точке начала подвижной системы координат (рис. 1), где φ – угол отклонения маятника от вертикали, $O_I O$ – расстояние от оси качания до центра тяжести, $U_{O_I O}$ – скорость центра тяжести относительно точки; \bar{n} – определяет положение плоскости ZO_n , в которой колеблется маятник [1, 2].

Для того, чтобы иметь возможность подсчитать кинетическую энергию маятника, необходимо знать абсолютную скорость \bar{U}_C центра тяжести маятника.

Дифференциальное уравнение движения маятниковой части механизма угломестного наведения, с одной степенью свободы, может быть записано в обобщенных координатах.

Обратимся для этого к самому общему виду уравнений Лагранжа второго рода

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial q'} \right) - \left(\frac{\partial T}{\partial q} \right) = Q(t). \quad (1)$$

В нашем случае обобщенная координата $q = \varphi$.

$$Q(t) = -\frac{\partial \Pi}{\partial \varphi} - \frac{\partial R}{\partial \varphi'}, \quad (2)$$

где Π – потенциальная энергия маятника; R – диссипативная функция Релея (энергетические потери).

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial q'} \right) - \frac{\partial T}{\partial q} = -\frac{\partial \Pi}{\partial \varphi} - \frac{\partial R}{\partial \varphi'}. \quad (3)$$

Потенциальная энергия маятника в соответствии с рис. 1

$$\Pi = mg(l - l \cos \varphi) - mgZ, \quad (4)$$

тогда,

$$\frac{\partial \Pi}{\partial \varphi} = mgl \sin \varphi. \quad (5)$$

Диссипативная функция

$$R = \frac{1}{2} \mu \varphi'^2. \quad (6)$$

Следовательно,

$$\frac{\partial R}{\partial \varphi'} = \mu \varphi'. \quad (7)$$

Модуль ускорения

$$a_{0_i} = \sqrt{a_{0_i,x}^2 + a_{0_i,y}^2 + a_{0_i,z}^2}. \quad (8)$$

Используя формулу (7) можно выразить проекции ускорения (8) через частоты ω_θ , ω_ψ , ω_z и время t .

При этом следует помнить, что $\omega_\theta = \frac{2\pi}{T_\theta}$, где T_θ – период бортовой качки; $\omega_\psi = \frac{2\pi}{T_\psi}$, где T_ψ – период килевой качки; $\omega_z = \frac{2\pi}{T_z}$, где T_z – период вертикальной качки.

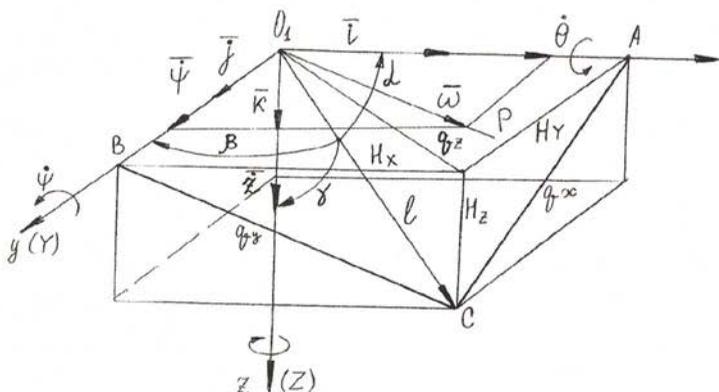


Рисунок 1. Система координат подвижной части.

Маятниковая часть, образованная антенной с сектором и кронштейнами на которых она подвешена, образуют обычный физический маятник [3], с центром тяжести в точке C (рис. 2а), где φ – угол отклонения маятника от вертикали; O_1C – расстояние от оси качания до центра тяжести; \bar{U}_{CO_1} – скорость центра тяжести относительно точки качания; \bar{n} – определяет положение плоскости колебаний ZO_1n .

На рис. 2б показан тот же физический маятник в другой проекции (вид сверху вдоль оси O_1Z) [4]. Угол γ определяет положение плоскости качания маятника относительно осей OX и OY . На этом же рисунке показана угловая скорость $\bar{\omega}$ маятника.

Для того чтобы иметь возможность подсчитать кинетическую энергию маятника, необходимо знать абсолютную скорость \bar{U}_C центра тяжести маятника.

Видно, что

$$\bar{U}_C = \bar{U}_{O_1} - \bar{U}_{CO_1}, \quad (9)$$

где \bar{U}_{CO_1} – скорость точки C во вращении ее вокруг оси l (рис. 2б).

В форме проекций на оси $OXYZ$ формула (9) даст следующие выражения

$$\begin{cases} U_{Cx} = U_{O_1x} + U_{CO_1x} \\ U_{Cy} = U_{O_1y} + U_{CO_1y} \\ U_{Cz} = U_{O_1z} + U_{CO_1z} \end{cases} \quad (10)$$

Нам известны U_{O_1x} , U_{O_1y} , и U_{O_1z} .

Найдем остальные проекции. Из рис. 1 видно, что $U_{CO_1} = \dot{\varphi} l$, или $U_{CO_1} = \bar{\omega} \times \bar{l}$

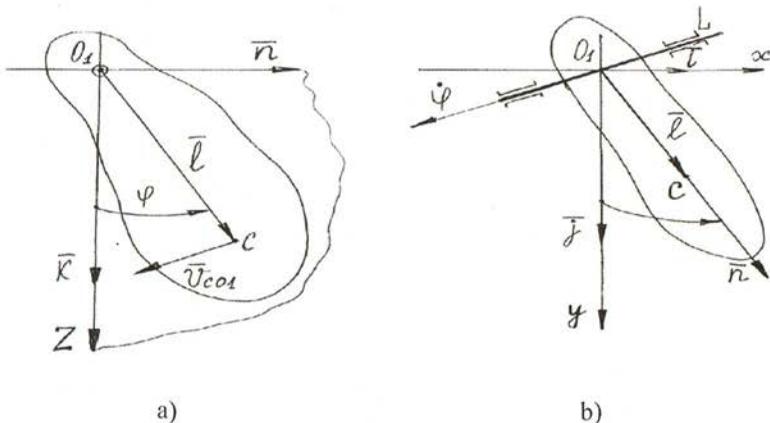


Рисунок 2. Проекция физического маятника.

В результате получим

$$\begin{aligned} \vec{\varphi} &= -\dot{\varphi} \cos \gamma \cdot \vec{i} + \dot{\varphi} \sin \gamma \cdot \vec{j}, \\ \vec{l} &= l \sin \gamma \sin \varphi \cdot \vec{i} + l \cos \gamma \sin \varphi \cdot \vec{j} + l \cos \varphi \cdot \vec{k}. \end{aligned} \quad (11)$$

Тогда с учетом этих выражений получаем

$$\begin{aligned} \overline{U}_{C,O} &= \vec{\varphi} \times \vec{l} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \\ l_x & l_y & l_z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ -\dot{\varphi} \cos \gamma & \dot{\varphi} \sin \gamma & 0 \\ l \sin \gamma \sin \varphi & l \cos \gamma \sin \varphi & l \cos \varphi \end{vmatrix} = \\ &= \begin{vmatrix} \dot{\varphi} \sin \gamma & 0 \\ l \cos \gamma \sin \varphi & l \cos \varphi \end{vmatrix} \cdot \vec{i} - \begin{vmatrix} -\dot{\varphi} \cos \gamma & 0 \\ l \sin \gamma \sin \varphi & l \cos \varphi \end{vmatrix} \cdot \vec{j} + \begin{vmatrix} -\dot{\varphi} \cos \gamma & \dot{\varphi} \sin \gamma \\ l \sin \gamma \sin \varphi & l \cos \gamma \sin \varphi \end{vmatrix} \cdot \vec{k} = \quad (12) \\ &= \vec{i} \cdot l \dot{\varphi} \sin \gamma \cos \varphi + \vec{j} \cdot l \dot{\varphi} \cos \gamma \cos \varphi + \vec{k} \cdot (-l \dot{\varphi} \cos^2 \gamma \sin \varphi - l \dot{\varphi} \sin^2 \gamma \sin \varphi). \end{aligned}$$

Выражение (12) можно упростить, имея ввиду, что

$$(-l \dot{\varphi} \cos^2 \gamma \sin \varphi - l \dot{\varphi} \sin^2 \gamma \sin \varphi) = -l \dot{\varphi} \sin \varphi (\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma) = -l \dot{\varphi} \sin \varphi. \quad (13)$$

Тогда формула (12) примет вид

$$\overline{U}_{C,O} = \vec{i} \cdot l \dot{\varphi} \sin \gamma \cos \varphi + \vec{j} \cdot l \dot{\varphi} \cos \gamma \cos \varphi - \vec{k} \cdot l \dot{\varphi} \sin \varphi. \quad (14)$$

Следовательно

$$\begin{cases} \overline{U}_{CO_x} = l \dot{\varphi} \sin \gamma \cos \varphi \\ \overline{U}_{CO_y} = l \dot{\varphi} \cos \gamma \cos \varphi \\ \overline{U}_{CO_z} = -l \dot{\varphi} \sin \varphi \end{cases} \quad (15)$$

Подставляя в систему уравнений (10) значения проекций скоростей, получим проекции \bar{U}_C

$$\begin{cases} U_{Cx} = H_z \dot{\psi} + l \dot{\phi} \sin \gamma \cos \varphi \\ U_{Cy} = -H_z \dot{\theta} + l \dot{\phi} \cos \gamma \cos \varphi \\ U_{Cz} = \dot{z} + H_x \dot{\theta} + H_y \dot{\psi} + l \dot{\phi} \sin \varphi \end{cases} \quad (16)$$

Далее получаем конечное выражение для вектора \bar{U}_C

$$\bar{U}_C = \bar{i} \cdot (H_z \dot{\psi} + l \dot{\phi} \sin \gamma \cos \varphi) + \bar{j} \cdot (-H_z \dot{\theta} + l \dot{\phi} \cos \gamma \cos \varphi) + \bar{k} \cdot (\dot{z} + H_x \dot{\theta} + H_y \dot{\psi} + l \dot{\phi} \sin \varphi). \quad (17)$$

Исходя из того, что $U_C^2 = U_{Cx}^2 + U_{Cy}^2 + U_{Cz}^2$ получаем:

$$\begin{aligned} \bar{U}_C = & H_x^2 \dot{\psi}^2 + H_z^2 \dot{\psi}^2 + H_y^2 \dot{\theta}^2 + H_z^2 \dot{\theta}^2 + l^2 \dot{\phi}^2 \cos^2 \gamma \cos^2 \varphi + \dot{z}^2 + 2H_z l \dot{\phi} \dot{\psi} \sin \gamma \cos \varphi - 2H_z l \dot{\phi} \dot{\theta} \cos \gamma \cos \varphi + \\ & + 2H_x \dot{z} \dot{\theta} - 2H_x \dot{z} \dot{\psi} - 2H_x H_y \dot{\theta} \dot{\psi} - 2l \dot{z} \dot{\phi} \sin \varphi - 2H_y l \dot{\theta} \dot{\phi} \sin \varphi + 2H_x l \dot{\psi} \dot{\phi} \sin \varphi. \end{aligned} \quad (18)$$

Выражение (18) получено после многочисленных промежуточных преобразований, но нигде предположение о малости колебаний, т.е. малости угла φ , не использовалось.

Таким образом, датчик на основе дифференциального маятникового механизма позволяет смещать точку подвеса относительно центра качания, при этом поворот плоскости качания и угол наклона маятника минимально влияют на общую ошибку дифференциального маятникового датчика.

ЛИТЕРАТУРА

1. Яблонский А.А., Норейко С.С. Курс теории колебаний. – М.; Высшая школа, 1975. – С. 7-11.
2. Чурсинов А.В., Кобяков Ю.С. Мера влияния точности стабилизации рыбопоискового эхолота на вероятность геометрического контакта с целью. Деп.ЦНИИ «Румб», ДР№2578, 1986.
3. Соловьев А.И., Чурсинов А.В., Сущенко А.А. Точностные возможности маятникового датчика системы стабилизации рыбопоисковой гидроакустической антенны. Прикладная акустика, Таганрог: ТРТИ, 1987. – С. 3-5.
4. Сущенко А.А., Чурсинов А.В. К вопросу оценки влияния точности стабилизации рыбопоискового эхолота на вероятность геометрического контакта с целью. ЦНИИ "РУМБ", ДР-2886 «БАУ», «Судостроение», 1988.

СЕКЦИЯ
«ПРИЛОЖЕНИЯ ГУМАНИТАРНЫХ И СОЦИАЛЬНО-
ЭКОНОМИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ
СИСТЕМОЙ МОТИВАЦИИ ПЕРСОНАЛА В АВИАКОМПАНИИ

Егорова А.А., Акчурич М.Р.
a.egorova@mstuca.aero, marat-akchurin@yandex.ru

Кафедра прикладной математики
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

В статье приводится решение некоторых актуальных задач в области информационного обеспечения при реализации процессов управления персоналом авиакомпании. Рассмотрен эффективный способ управления системой мотивации, включающий методы оценки системы мотивации персонала, прогнозирование производительности труда сотрудников, и его практическая реализация в виде автоматизированной системы. Сформулированы основные возможности автоматизированной системы. Рассмотрен способ автоматизированного сбора исходных данных для целей анализа и прогнозирования. Представлены результаты использования предложенной автоматизированной системы в авиакомпании.

1. ВВЕДЕНИЕ

Современный этап развития авиационной отрасли России характеризуется дефицитом высококвалифицированных кадров, что становится очевидным при наборе пилотов, инженеров, специалистов в области авиационного сервиса, менеджеров и др. В последние годы данная проблема неоднократно обсуждалась представителями российской авиационной отрасли [1-3].

Авиакомпании заинтересованы в развитии и удержании своих сотрудников. Важной задачей руководства компаний является разработка эффективной системы мотивации. Необходимо понимание того, какие методы мотивируют сотрудников к работе и улучшают результаты деятельности предприятия в целом.

Как правило, решение аналитических задач такого рода на предприятиях осуществляется «вручную», а получаемые результаты основаны на интуитивном восприятии производственных процессов. В итоге получаемые оценки и прогнозы не являются количественно обоснованными и в некоторых случаях могут быть не верны.

Поэтому возникает необходимость применения иного способа управления системой мотивации. Учитывая масштабы авиапредприятий и объемы обрабатываемой информации, необходим не только иной способ управления системой мотивации, но и его автоматизация.

В настоящее время на международном рынке программных средств насчитывается множество автоматизированных систем управления персоналом, также называемых HRM системами (от англ. Human Resource Management – системы управления человеческими ресурсами). Проведенный анализ показал, что все HRM-системы содержат модули, позволяющие автоматизировать кадровые операции и процессы материальных выплат. Аналитические же модули, решающие рассмотренные задачи, отсутствуют в исследованных HRM-системах [4].

2. СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ МОТИВАЦИИ

На основе анализа актуальных проблем в области мотивации и управления персоналом был сделан вывод о том, что не существует системы, осуществляющей количественную оценку результатов труда персонала, а также оценку системы мотивации. И это несмотря на значительные достижения в области разработки теоретических моделей в сфере управления персоналом и присутствие на рынке значительного количества автоматизированных систем по управлению персоналом.

В настоящее время на рынке программных средств управления персоналом остается актуальным решение следующих задач:

- каким образом оценивать вклад каждого сотрудника или структурного подразделения в работу компании и как на основе этого определять объем поощрения сотрудника;
- каким образом производить оценку методов и их влияния на результаты труда персонала.

Сложная формализуемость данных затрудняет решение этих задач. В связи с этим использование слабоформализуемых данных предполагает их оценку и приведение к исчисляемым данным.

2.1. Возможности и назначение автоматизированной системы

Автором был разработан программно-аппаратный комплекс (далее ПАК) – совокупность программных и аппаратных средств, работающих как единая система. ПАК является многофункциональной системой управления персоналом предприятия. В ПАК применена разработанная математическая модель реакции персонала для прогнозирования результатов труда персонала [5], а также математические методы оценки системы мотивации предприятий [6].

ПАК охватывает следующие области информационной поддержки методов мотивации: оценка системы мотивации персонала предприятия и помощь

руководству предприятия в принятии решений об изменении существующей системы мотивации; оценка результатов работы персонала; прогнозирование результатов труда персонала на будущие периоды, на основе заданных расходов на реализацию системы мотивации.

В ПАК была реализована возможность предоставления отчетов в различной форме, в том числе аналитических, включающих в себя:

- численные показатели прогнозируемых результатов труда персонала;
- графические зависимости результатов труда персонала от объема вложений средств на реализацию методов мотивации;
- словесные заключения о точности полученных оценок.

Рассмотрим некоторые особенности программной реализации:

- при вычислении прогнозных оценок производительности труда у пользователя существует возможность выбора функциональной зависимости (как в автоматическом, так и в ручном режиме);
- в связи с тем, что ПАК не охватывает все функциональные области управления персоналом, например, набор персонала и кадровый учет, в системе была реализована возможность интеграции как с крупными HRM системами, так и с использующимися на небольших авиапредприятиях;
- по окончании вычисления оценок пользователь сможет увидеть не только прогнозные значения, но и заключение о точности полученных оценок и причинах возникновения погрешности.

2.2. Автоматизированный сбор исходных данных

Информация в ПАК вводится как в ручную, например, при первичном приеме сотрудника на работу, так и в автоматическом режиме.

Применяемый в ПАК метод оценки системы мотивации невозможен без регулярного сбора исходной информации. В оценке системы мотивации принимает участие большое количество сотрудников: если говорить об авиакомпаниях, то это несколько тысяч человек, причем большинство из них не имеют компьютеризированного рабочего места.

Автором был предложен следующий способ. Сотрудникам раздаются анкеты, построенные в форме выбора ответов, сотрудник производит заполнение путем отметки соответствующего пункта из нескольких предлагаемых и погружает лист в Устройство приема и распознавания анкет, которое может быть расположено при выходе с территории авиапредприятия.

Устройство приема и распознавания анкет – это устройство аналогичное Комплексу обработки избирательных бюллетеней (КОИБ), применяемое при автоматизированной обработке результатов голосования ЦИК РФ [7].

2.3. Результаты использования предложенной автоматизированной системы в авиакомпании

Разработанный программно-аппаратный комплекс является практической реализацией предлагаемого способа управления системой мотивации и представляющий из себя совокупность программных и аппаратных средств, работающих как единая система. ПАК был апробирован в одной из авиакомпаний.

В эксперименте участвовали 20 подразделений предприятия. Для оценки результатов труда персонала, в процессе апробации ПАК, использовались следующие критериальные показатели: количество пассажирокилометров на одного сотрудника, объем перевезенных грузов и почты, налет ВС, уровень трудовой дисциплины и надежность работы персонала.

В результате была получена полезная аналитическая информация по управлению системой мотивации и множество зависимостей, представленных в графической форме. Рассмотрим некоторые из полученных результатов.

На рис. 1 изображен фрагмент экранной формы ПАК, на которой продемонстрирована зависимость удовлетворенности сотрудников методами мотивации от объема вложений в методы мотивации.

На рис. 2 изображен фрагмент экранной формы ПАК, на которой продемонстрирован тренд зависимости результатов труда от объемов вложений в методы мотивации для одного из департаментов.

Благодаря использованию разработанного ПАК эмпирически было установлено, что существует определенная граница объема вложений в систему мотивации, после которой результаты труда сотрудников либо не возрастают, либо возрастают незначительно.

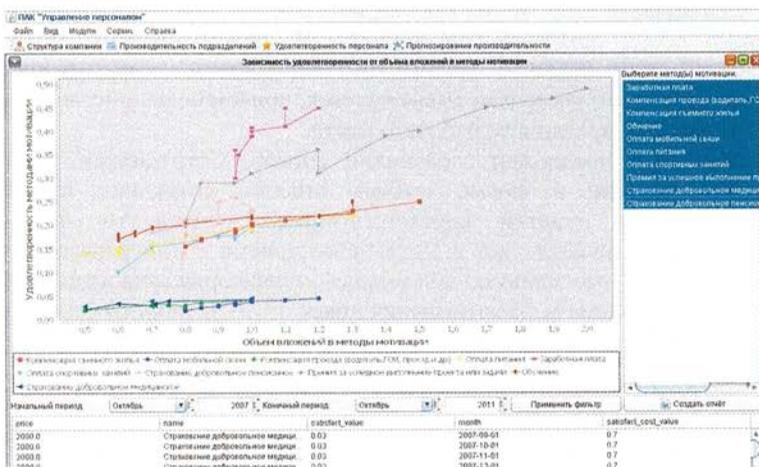


Рисунок 1. Удовлетворенность персонала методами мотивации.

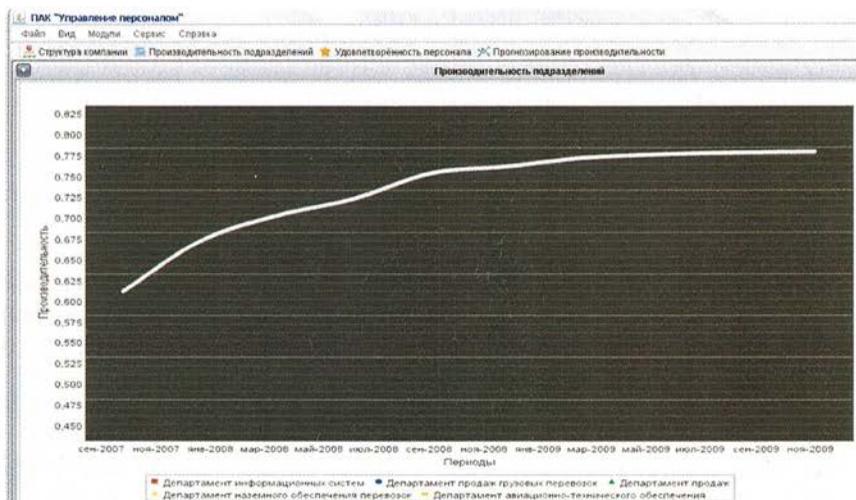


Рисунок 2. Тренд изменения показателей результатов труда персонала.

Таким образом, использование разработанного программного-аппаратного комплекса на предприятии поможет сбалансировать затраты и сэкономить большую часть средств, направляемых на реализацию материальных методов мотивации.

В результате апробирования ПАК в авиакомпании средний уровень показателей результатов труда подразделений компании был увеличен на 10% с одновременным уменьшением на 6% объема затрат на реализацию методов мотивации.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные результаты использования разработанного программного комплекса указывают на то, что построенная математическая модель является удовлетворительной, а программно-аппаратный комплекс, являющийся практической реализацией описанного в работе способа управления системой мотивации, может быть использован для целей анализа и прогнозирования показателей результатов труда персонала.

Необходимо отметить, что эти результаты были получены при тестовой эксплуатации системы, и, по убеждению автора, могут быть значительно усовершенствованы при более длительном использовании ПАК на авиапредприятии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Из доклада Президента ОАО «ОАК» А.И. Федорова, в рамках круглого стола в МАИ «Подготовка кадров в аэрокосмической отрасли России» от 12.02.2009. – http://www.mai.ru/events/news/detail.php?ELEMENT_ID=7498
2. Из интервью с О.М. Смирновым заслуженным с пилотом СССР, президентом Фонда развития инфраструктуры воздушного транспорта. Российская газета, выпуск №4331 от 03.04.2007. – <http://www.rg.ru/2007/04/03/avia.html>
3. Из речи Б.П. Елисеева ректора МГТУ ГА, в рамках совещания, проводимого Министерством транспорта РФ и посвященного вопросам подготовки кадров для российских авиационных предприятий от 17.06.2008. – <http://www.avia.ru/pr/?id=12179>
4. Егорова А.А., Акчурина М.Р. Направления развития автоматизации процессов управления и мотивации персонала на предприятии // Автоматизация в промышленности. – М.: ИД «ИнфоАвтоматизация», №12, 2009г. – с. 44-46.
5. Акчурина М.Р., Егорова А.А. Регрессионный анализ при планировании и контроле результатов работы подразделений авиакомпании. // Электронный журнал «Наука и образование: электронное научное издание. Инженерное образование», вып. 10, октябрь 2011.
6. Акчурина М.Р., Егорова А.А. Нечеткие модели при выборе методов мотивации персонала компании // Научный Вестник МГТУ ГА. – М.: МГТУ ГА, №145(8), 2009 г. – с. 127-131.
7. Программа ускоренного технического перевооружения избирательной системы Российской Федерации (откорректирована по предложениям экспертно-консультативной группы при Совете при Президенте Российской Федерации по развитию информационного общества в Российской Федерации, с учетом поручения Президента Российской Федерации от 24 мая 2010 года № Пр-1508 и по результатам заседания МРГ 14 октября 2010 года).

ОСНОВНЫЕ МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ФОРМУЛЫ И СООТНОШЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕСЯ ПРИ ОЦЕНКЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННО-ХИМИЧЕСКИХ РАБОТ

Никитин И.В., Хайнацкий И.В.

mstuca@mail.ru, mstuca@mstuca.ru, sovivan@mail.ru

Кафедра организации производства

Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

В статье дан обзор основных математических формул, применяемых при определении экономической эффективности применения сверхлегкой авиации (СЛА) в авиационно-химических работах (АХР). Последовательно рассмотрен математический аппарат для расчёта продолжительности полёта СЛА, производительности полётов сверхмалых воздушных судов (СВС) в летный час на АХР, себестоимости авиационной обработки одного гектара сельхозугодия, площади обработанных сельскохозяйственных участков, полной себестоимости авиационных работ, денежной выручки от проведенных авиационных работ. В заключении приведена общая формула для расчета прибыли от проведения АХР и определения порога целесообразности применения СЛА в сельском хозяйстве.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ экономической эффективности использования сверхлегкой авиации (СЛА) в различных отраслях сельского хозяйства основан на широком использовании различного математического аппарата. В этой сфере ведутся постоянные исследования, поэтому в настоящее время появляются новые методы оценки наряду с модернизированными старыми способами расчетов [1]. Но есть базовый набор используемых для расчетов показателей и ряд стандартных формул для определения необходимых для оценки экономической эффективности величин. Эти вопросы рассмотрим подробнее. Известно, что проведение экономического анализа эффективности авиационно-химических работ (АХР) позволяет выявить в комплексном виде влияние тарифов, затрат, объёма выпускаемой продукции, оказываемых услуг на суммарную величину прибыли путём определения уровня безубыточности АХР. Это такое значение входных параметров, при которых прибыль от проведения авиационных работ равна нулю. В этом случае авиационное предприятие не несёт убытки от своей деятельности. Эта ситуация разрешается путем нахождения такого расстояния перелёта от аэродрома до обрабатываемого участка и такой длины гона при заданной норме внесения препарата, при которых выполняется требование равенства нулю прибыли.

Особенность авиационных работ заключается в различных конфигурациях обрабатываемых полей. Наряду с этим учитываются различные значения длины гона, различные расстояния от аэродрома до обрабатываемого участка,

различные масса химиката и нормы его распределения и другие факторы. В вычислительных процедурах используются одновременно как постоянные, так и переменные, исходные данные. Перейдём к более детальному рассмотрению данных параметров.

ПОСТОЯННЫЕ И ПЕРЕМЕННЫЕ ВЕЛИЧИНЫ

При проведении технико-экономического обоснования эффективности применения СЛА в сельском хозяйстве используются следующие постоянные показатели:

- 1) загрузка воздушного судна (ВС) химикатами;
- 2) норма расхода препарата;
- 3) ширина рабочего захвата;
- 4) время взлёта, перелёта до обрабатываемого участка и обратно, время работы над гоном, время на развороты;
- 5) скорость полёта ВС;
- 6) стоимость лётного часа;
- 7) величина тарифа авиационных работ.

Переменными величинами являются длина гона и расстояние подлёта от аэродрома до обрабатываемого участка.

При определении экономической эффективности АХР используется статья эксплуатационных расходов, состоящая из следующих компонентов затратных статей:

- 1) оплата труда;
- 2) горюче-смазочные материалы;
- 3) амортизация;
- 4) отчисления на социальные нужды;
- 5) аэропортовое обслуживание;
- 6) техническое обслуживание и восстановление самолётов, вертолётов и авиационных двигателей;
- 7) аэронавигационное и метеорологическое обеспечение;
- 8) обязательное страхование и прочие расходы.

В каждом авиационном предприятии суммы затрат и удельный вес статей расходов в себестоимости лётного часа различны. Это явление объясняется разным годовым объёмом выполняемых АХР, типами и количеством ВС, степенью изношенности авиационного парка и другими факторами.

Основной единицей учета работы сельскохозяйственной авиации в экономическом анализе является приведённый лётный час. Себестоимость лётного часа определяется при помощи деления суммы всех эксплуатационных затрат на общий объём сельскохозяйственных работ.

Время полёта СВС при проведении АХР включает в себя следующие компоненты:

- 1) время взлёта;

- 2) время перелёта от аэродрома до обрабатываемого участка;
- 3) время обработки участка (время полётов над гоном);
- 4) время разворотов;
- 5) время обратного перелёта от обработанного участка до аэродрома;
- 6) время посадки.

Продолжительность данных временных промежутков зависит от скорости ВС. На основе скорости полёта ВС делается выбор нужной технологии для проведения АХР. Лётно-технические характеристики соответствующего типа ВС и общее состояние взлётно-посадочной полосы определяют время на взлёт и посадку. Время, которое расходуется на развороты для захода на очередной гон, влияет на общую продолжительность полёта.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ФОРМУЛА ДЛЯ РАСЧЕТА ВРЕМЕНИ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА

Продолжительность полёта – это время, затрачиваемое ВС на один производственный полёт. Для её вычисления в технико-экономическом анализе используется следующая математическая формула

$$B_{\Pi} = B_1 + B_2 + B_3 + B_4 = \frac{600 \cdot \Gamma}{H \cdot Ш \cdot V_p} + \frac{10 \cdot \Gamma \cdot B_p}{H \cdot Д \cdot Ш} + \frac{120 \cdot R}{V_{\Pi}} + B_4. \quad (1)$$

В данной математической формуле приняты следующие обозначения:

- 1) B_1 – время основной работы ВС (время распределения препарата над обрабатываемым участком), в минутах;
- 2) B_2 – время разворотов ВС для захода на очередной гон, в минутах;
- 3) B_3 – время перелёта ВС от аэродрома до обрабатываемого участка и обратно, в минутах;
- 4) B_4 – время на взлёт и посадку ВС, в минутах;
- 5) Γ – разовая загрузка ВС препаратом, в кг(л);
- 6) H – норма расхода препарата, кг(л)/га;
- 7) $Ш$ – ширина рабочего захвата, в метрах;
- 8) V_p – рабочая скорость над обрабатываемым участком, км/ч;
- 9) B_p – время одного разворота для захода на очередной гон, в минутах;
- 10) $Д$ – длина гона обрабатываемого участка, км;
- 11) R – расстояние от аэродрома до обрабатываемого участка, км;
- 12) V_{Π} – скорость перелёта от аэродрома до обрабатываемого участка и обратно, км/ч;
- 13) 600; 10; 120 – коэффициенты для пересчета значений показателей, входящих в формулу, к одним соответствующим единицам измерения.

Практические вычисления показали, что при увеличении длины гона и уменьшении расстояния подлёта к обрабатываемому участку происходит уменьшение общей продолжительности полёта. Наоборот, при увеличении

расстояния полета и уменьшении длины гона продолжительность полёта увеличивается. Авиационному предприятию, выполняющему различные АХР, выгодна такая ситуация, когда продолжительность полёта является минимальной, поскольку за единицу времени можно обработать большую площадь и получить большую прибыль.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ФОРМУЛА ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА СВС

Следующим показателем, используемым в экономико-математическом анализе АХР, является производительность полётов ВС в лётный час на АХР в сельском хозяйстве. Этот показатель характеризует количество обработанной площади сельскохозяйственного угодия, выраженной в гектарах, в единицу времени, выраженную в лётных часах. Данная величина рассчитывается по следующей формуле

$$PP_{л.ч.} = \frac{60 \cdot \Gamma}{B_{II} \cdot H}. \quad (2)$$

Здесь используются следующие обозначения:

- 1) $PP_{л.ч.}$ – это производительность воздушного судна в лётный час, га;
- 2) 60 – добавочный коэффициент для пересчета времени.

На основании данной формулы можно сделать вывод, что с ростом загрузки СВС химикатами, уменьшением нормы расхода препарата и общей продолжительности полёта растет значение величины производительности СВС. Практические исследования показали, что наибольшее значение рассматриваемой величины достигается при наименьшем расстоянии от аэродрома до обрабатываемого участка и при наибольшей длине гона. Это объясняется тем, что при таких условиях величины времени на подлёт до обрабатываемого участка и на разворот для захода на очередной гон являются минимальными.

ФОРМУЛА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СЕБЕСТОИМОСТИ ОБРАБОТКИ ОДНОГО ГЕКТАРА

Себестоимость авиационной обработки одного гектара зависит от типа ВС, его производительности и себестоимости лётного часа. Она определяется следующим образом

$$C_{гга} = \frac{C_{л.ч.}}{PP_{л.ч.}}. \quad (3)$$

Здесь используются следующие обозначения:

- 1) $C_{гга}$ – себестоимость обработки одного гектара, выраженная в рублях;
- 2) $C_{л.ч.}$ – себестоимость лётного часа, выраженная в рублях.

Исследовательские работы показали, что себестоимость полётов в лётный час при сокращении расстояния подлёта к обрабатываемому участку и увеличении длины гона имеет тенденцию к уменьшению. Это объясняется явлением уменьшения количества разворотов при заходе на очередной гон.

В ходе обработки статистических данных специально выделяют две зоны. В одной зоне затраты на обработку одного гектара превышают уровень тарифа, а в другой, наоборот, не превышают тарифного уровня.

Следовательно, при длине гона и расстоянии подлёта, соответствующих зоне, в которой себестоимость не превышает установленный тариф, авиапредприятие будет получать прибыль.

В связи с тем, что в рассматриваемых примерах тариф является постоянной величиной, прибыль будет увеличиваться из-за сокращения себестоимости.

ФОРМУЛА ДЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЯ ПЛОЩАДИ ОБРАБОТАННОГО УЧАСТКА

Площадь обработанных сельскохозяйственных угодий за один вылет СВС можно рассчитать по следующей математической формуле

$$Q = \frac{Г}{Н}. \quad (4)$$

В данной формуле Q – площадь, обработанная за один вылет СВС, выраженная в гектарах. В ходе практических вычислений было установлено, что значение данной величины зависит только от массы загруженного в воздушное судно препарата и нормы его расхода. Значение данной величины будет возрастать при увеличении разовой загрузки летательного аппарата химикатами и снижении нормы их расхода.

ФОРМУЛА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДЕНЕЖНОЙ ВЫРУЧКИ ОТ ПРОВЕДЕНИЯ АХР

Денежную выручку, получаемую предприятием от проведенных авиационных работ, можно вычислить по следующей математической формуле

$$ДВ = Q \cdot Т. \quad (5)$$

Здесь используются следующие обозначения:

- 1) $ДВ$ – денежная выручка авиапредприятия от проведённых работ, выраженная в рублях;
- 2) $Т$ – тариф на обработку одного гектара сельскохозяйственного угодья, выраженный в рублях.

ФОРМУЛА ДЛЯ РАСЧЕТА ПРИБЫЛИ ОТ ПРОВЕДЕНИЯ АХР

По упрощенной схеме прибыль (или убыток) от проведения АХР определяется на основе разницы между денежной выручкой и себестоимостью АХР. Это можно записать при помощи следующего математического соотношения

$$PP = ДВ - C/C. \quad (6)$$

В данной формуле: PP – это величина прибыли от проведения АХР, выраженная в рублях; C/C – это полная себестоимость авиационных работ, определяемая при помощи перемножения себестоимости обработки одного гектара сельскохозяйственного угодья на площадь всех обработанных угодий, выраженная в гектарах. Для неё существует следующая математическая формула

$$C/C = C_{ГА} \cdot Q. \quad (7)$$

ОБЩАЯ ФОРМУЛА ДЛЯ РАСЧЕТА ПРИБЫЛИ ОТ ПРОВЕДЕНИЯ АХР

Общая формула для определения прибыли от использования СЛА при проведении АХР выглядит следующим образом

$$\begin{aligned} PP &= ДВ - \frac{C}{C} = \frac{\Gamma}{H} \cdot T - C_{л.ч.} \cdot \frac{\Gamma}{H} \cdot \left[\frac{1}{6Ш} \cdot \left(\frac{60}{V_p} + \frac{B_p}{D} \right) + \frac{H}{60 \cdot \Gamma} \cdot \left(\frac{120R}{V_n} + B_4 \right) \right] = \\ &= \frac{\Gamma}{H} \cdot \left\{ T - C_{л.ч.} \cdot \left[\frac{1}{6Ш} \cdot \left(\frac{60}{V_p} + \frac{B_p}{D} \right) + \frac{H}{60 \cdot \Gamma} \cdot \left(\frac{120R}{V_n} + B_4 \right) \right] \right\}. \end{aligned} \quad (8)$$

В технико-экономическом анализе эффективности АХР используется величина под названием «коэффициент инфляции». С использованием данного параметра вышеприведенная формула будет выглядеть следующим образом

$$PP = \frac{\Gamma}{H} \cdot \left\{ T \cdot K_{inf} - C_{л.ч.} \cdot K_{inf} \cdot \left[\frac{1}{6Ш} \cdot \left(\frac{60}{V_p} + \frac{B_p}{D} \right) + \frac{H}{60 \cdot \Gamma} \cdot \left(\frac{120R}{V_n} + B_4 \right) \right] \right\}. \quad (9)$$

В этой формуле K_{inf} – это вышеупомянутый коэффициент инфляции.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федоренко М.А. Экономическая эффективность и порог целесообразности выполнения авиационных работ в аграрном секторе Краснодарского края: Дис... канд. экон. наук. – Краснодар, 2004. – 191 с.

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕВОДА АВИАЦИОННОЙ ТЕРМИНОЛОГИИ

Кузнецова Н.Б.
nbk.73@mail.ru

Кафедра социально-экономических дисциплин
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Рассматриваются некоторые вопросы, связанные с особенностью перевода авиационной терминологии в русском и английском языках, вызывающие определенную трудность при работе с текстами, содержащими специальную профессиональную лексику.

Одна из важнейших функций языка – коммуникативная, обеспечивающая общение во всех сферах человеческой деятельности. Специально-профессиональная коммуникация осуществляется посредством языка науки и техники, специальной формы естественного языка. В современных условиях быстрорастущего потока научно-технической информации на иностранных языках остро назрела необходимость владения авиационными специалистами навыками быстрого поиска и обработки научной и технической литературы.

Поскольку научно-технический текст насыщен терминами, несущими основную нагрузку, рассмотрим вопросы терминологии несколько подробнее. В обычной речи, а также в научно-технических текстах слова, как правило, многозначные, т.е. они передают целый ряд значений, которые могут расходиться порой довольно широко. Возьмем для примера сумму значений слова *jet*, которые концентрируются вокруг одного понятия «реактивный самолёт»: испускание струи, распыление, струя газа, жиклёр, реактивный двигатель, патрубок, реактивный самолёт, форсунка. Наряду с этим, слово *jet* обладает и рядом других значений: «глубоко чёрный цвет, гагат (чёрный янтарь)», что совсем не похоже на основные понятия и толкования этого слова.

Такая многозначность слов в литературном языке является фактором, свидетельствующим о богатстве языковых изобразительных средств. Лексическая многозначность придает речи гибкость и живость и позволяет выражать тончайшие оттенки мысли.

Иначе обстоит дело в большинстве научно-технических терминов; т.к. в них главным требованием оказывается предельная точность выражения мысли, не допускающая возможности различных толкований [1]. Поэтому основным требованием, предъявляемым термину, становится однозначность, т. е. наличие только одного раз и навсегда установленного значения. Фактически далеко не все термины удовлетворяют этому требованию даже в пределах авиационной

специальности (слово *jet*) и, например: *engine* – машина, двигатель, паровоз; *oil* – масло, смазочный материал, нефть. Это обстоятельство, конечно, представляет известное затруднение для точного понимания текста и осложняет работу переводчика.

Каковы источники возникновения английской научно-технической терминологии? Наибольшую группу составляют термины, заимствованные из иностранных языков или искусственно созданные учеными на базе латинского, греческого языков, по мере развития науки и техники и появления новых понятий. Особенно много терминов появилось в Англии в XVIII и XIX веках в период бурного развития наук, при этом часть терминов из языка ученых стала проникать в общелитературный язык и сделалась всеобщим достоянием [2]. К таким словам относятся: *dynamo*, *barograph*, *ozone*, *centigrade*, *cereal*, *gyroscope*, *sodium*, *potassium* и др. В XX веке возникли такие новообразования, как: *plane*, *hormone*, *isotope*, *photon*, *positron*, *radar*, *biochemistry*, *cyclotron* и т. д. Эти термины быстро стали общепонятными, благодаря тесной связи новейших научных открытий с повседневной жизнью. Все же нужно отметить, что основная масса научно-технической терминологии продолжает оставаться за пределами общелитературного языка, и понятна лишь специалисту данной отрасли знания. Вторая по величине группа терминов представляет собой общелитературные английские слова, употребляемые в специальном значении. К таким словам относятся, например: *jacket* куртка и, вместе с тем – кожух, *jar-*купшин и конденсатор, *to load* – нагружать и заряжать.

При этом встречается употребление одного слова в разных специальных значениях в зависимости от отрасли знания; слово *rocket* – карман, например, имеет следующие специальные значения: воздушная яма (в авиации), окружение (в военном деле), мертвая зона (в радио), гнездо месторождения (в геологии), кабельный канал (в электротехнике).

В структурном отношении все термины можно классифицировать следующим образом [3]: простые термины типа: *oxygen*, *resistance*, *velocity*. Сложные термины или составные, образованные путем словосложения. Составные части такого термина часто соединяются с помощью соединительного гласного: *gas* + *meter* = *gasometer*. При этом иногда происходит усечение компонентов: *turbine* + *generator* = *turbogenerator*, *ampere* + *meter* = *ammeter*.

Словосочетания, компоненты которых находятся в зависимой связи, т. е. один из компонентов определяет другой: *taking off weight* – взлётная масса, *barium peroxid* – перекись бария. Нередко определяющий элемент сам выражен словосочетанием, представляющим собой единство. Это единство орфографически часто выражается написанием через дефис: *low-noise engine* – малошумный двигатель, *doubling over test* – испытание на изгиб.

Аббревиатура, т. е. буквенные сокращения словосочетаний: *e.m.f.* = *electromotive force* – электродвижущая сила. Сокращению может подвергнуться часть словосочетания: *D.C. amplifier* = *direct current amplifier* – усилитель

постоянного тока. Слоговые сокращения, превратившиеся в самостоятельные слова: loran (long range navigation) – система дальней радионавигации «Лоран», radar (radio detection and ranging) – радиолокация. Литерные термины, в которых атрибутивная роль поручается определенной букве вследствие графической формы: T-antenna – T-образная антенна, V-belt – клиновидный ремень. Иногда эта буква является лишь условным, немотивированным символом: X-rays – рентгеновские лучи.

При переводе терминов мы можем встретиться со следующими моментами: а) часть терминов, имеющих международный характер, передается путем транслитерации и не нуждается в переводе: antenna – антенна, composite – композит, blooming – блюминг; б) некоторые термины имеют прямые соответствия в русском языке и передаются соответствующими эквивалентами: hydrogen – водород, tailplane – хвостовая часть самолёта; в) известная часть терминов при переводе калькируется, т. е. передается с помощью русских слов и выражений, дословно воспроизводящих слова и выражения английского языка: single-needle instrument – однострелочный аппарат, superpower system – сверхмощная система; г) нередко случается, что словарь не дает прямого соответствия английскому термину. В этом случае переводчик должен прибегнуть к описательному переводу, точно передающему смысл иноязычного слова в данном контексте: trailing edge – задняя кромка крыла, carbon-fibre-reinforced plastic – пластик, армированный стеклотканью; wet wing – крыло со встроенными топливными баками, wing airfoil – аэродинамическая поверхность крыла.

При переводе терминов следует по возможности избегать употребления иноязычных слов, отдавая предпочтение словам русского происхождения. Например, при переводе слов industry, agriculture, impedance – промышленность вместо индустрия, сельское хозяйство вместо агрикультура, полное сопротивление вместо импеданс и т.д. Поскольку характерной чертой термина является четкость границ, он обладает значительно большей самостоятельностью по отношению к контексту, чем обычные слова. Зависимость значения термина от контекста возникает лишь при наличии в нем многозначности, т.е. если в данной области знания за термином закреплено более одного значения.

В то время, как основная трудность перевода художественной прозы заключается в необходимости интерпретации намерений автора, т.е. в передаче не только внешних фактов, но и в сохранении психологических и эмоциональных элементов, заложенных в тексте, задача, стоящая перед переводчиком научно-технического текста, лишённого эмоциональной окраски, оказывается более простой – точно передать мысль автора, лишь по возможности сохранив особенности его стиля.

Для того чтобы правильно понять научно-технический текст, надо хорошо знать авиастроение и связанную с ним английскую терминологию. Кроме того, для правильной передачи содержания текста на русском языке нужно знать

соответствующую русскую авиационную терминологию и хорошо владеть русским литературным языком.

ЛИТЕРАТУРА

1. Григоров В.Б. Как работать с научной статьей : учебное пособие / В. Б. Григоров. – М.: Высшая школа, 1991. – 202 с.
2. Английский язык для инженеров / Т. Ю. Полякова, Е. В. Синявская, О. И. Тынкова, Э. С. Уланова. – М.: Высшая школа, 2003. – 464 с.
3. Англо-русский политехнический словарь / под редакцией М. В. Якимова. – СПб.: Издательский дом «Литера», 2004. – 960 с.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПРЕДОТВРАЩЕНИЮ АВИАЦИОННЫХ СОБЫТИЙ ПРИ МИНИМАЛЬНЫХ СУММАРНЫХ ЗАТРАТАХ

Морозова О.О.
transport.ulgov@yandex.ru

Кафедра лётной эксплуатации и безопасности полётов
Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации (институт)
(г. Ульяновск)

Рассматривается метод вычисления оптимального уровня повышения вероятности эффективности мероприятий по предотвращению авиационных событий на основании критерия минимума суммарных затрат. Выведена формула определения экономически целесообразного прироста вероятности эффективности мероприятий. Использование данного подхода в системе управления безопасностью полётов позволяет выстраивать приоритетную стратегию управления риском возникновения авиационных событий в деятельности авиационных предприятий.

Распоряжением Правительства Российской Федерации от 06.05.2008 №641-р утверждена Государственная программа обеспечения безопасности полётов гражданской авиации, целью которой является устранение проблем и внедрение системы управления безопасностью полётов в гражданской авиации [1]. В системе программных мероприятий предусмотрено формирование научно-теоретических и методических основ предотвращения авиационных происшествий и анализа эффективности принятых профилактических мероприятий.

В соответствии с Руководством по управлению безопасностью полётов (Doc.9895-AN/475) задачами обеспечения безопасности полётов является

изучение её уровня, принятие приемлемого значения, разработка процедур управления уровнем, исходя из условия сбалансированного распределения ресурсов для достижения задач защиты и производства, что устраняет потенциальную возможность появления «дилеммы Защиты и Производства» [2].

В рамках изложенных положений в данной статье предлагается метод вычисления значения оптимального повышения вероятности эффективности мероприятий по предотвращению авиационных событий (ПАС), которое будет достигнуто при минимальных суммарных затратах.

Функция затрат, являющейся суммой ущерба от авиационных событий [3, 4] и затрат на совершенствование мероприятий ПАС, выражается формулой

$$C_{\Sigma} = P(K)NT \left\{ \sum_{i=1}^m P(K_i/K) \sum_{\alpha=1}^a C_{k_{i\alpha}} P(K_{i\alpha}/K_i) + \lambda_1 \sum_{j=1}^n P(A_j/A) \sum_{\beta=1}^b C_{A_j\beta} P(A_{j\beta}/A_j) + \right. \\ \left. + \lambda_2 \sum_{z=1}^l P(S_z/S) \sum_{\gamma=1}^d C_{S_z\gamma} P(S_{z\gamma}/S_z) + \lambda_3 \sum_{q=1}^k P(I_q/I) \sum_{\varphi=1}^f C_{I_q\varphi} P(I_{q\varphi}/I_q) \right\} + K_T \ln \frac{P - P_1}{1 - P_1}. \quad (1)$$

В случае непрерывного распределения значений ущерба, формула (1) примет вид

$$C_{\Sigma} = P(K)NT \left\{ \sum_{i=m_1+1}^m P(K_i/K) \int_{R_{\alpha_1}}^{R_{\alpha_2}} P(K_{i\alpha}/K_i) dC_{k_{i\alpha}} + \lambda_1 \sum_{j=n_1+1}^n P(A_j/A) \int_{R_{\beta_1}}^{R_{\beta_2}} P(A_{j\beta}/A_j) dC_{A_j\beta} + \right. \\ \left. + \lambda_2 \sum_{z=l_1+1}^l P(S_z/S) \int_{R_{\gamma_1}}^{R_{\gamma_2}} P(S_{z\gamma}/S_z) dC_{S_z\gamma} + \lambda_3 \sum_{q=k_1+1}^k P(I_q/I) \int_{R_{\varphi_1}}^{R_{\varphi_2}} P(I_{q\varphi}/I_q) dC_{I_q\varphi} \right\} + K_T \ln \frac{P - P_1}{1 - P_1}. \quad (2)$$

где N – парк воздушных судов; $P(K)$ – вероятность возникновения катастрофы в полёте; T – средний налет; λ – интенсивность авиационного события, л·час⁻¹; событие A – авария, S – серьёзный инцидент, I – инцидент, j, z, q – причина аварии, серьёзного инцидента, инцидента соответственно, β, γ, φ – следствие аварии, серьёзного инцидента, инцидента соответственно; $P(K_i/K)$, $P(A_j/A)$, $P(S_z/S)$, $P(I_q/I)$ – условные вероятности реализации причины катастрофы, аварии, серьёзного инцидента, инцидента соответственно; $P(K_{i\alpha}/K_i)$, $P(A_{j\beta}/A_j)$, $P(S_{z\gamma}/S_z)$, $P(I_{q\varphi}/I_q)$ – условная вероятность реализации следствия катастрофы, аварии, серьёзного инцидента, инцидента соответственно, K_T – постоянная процесса, C – ущерб от авиационных событий.

Пусть в настоящий момент времени вероятность эффективности мероприятий ПАС – P_t .

Следующее значение P_2 в последующий период времени устанавливается различными способами. Предпочтение следует отдавать такому варианту, при котором достигается минимальное значение функции C_{Σ} . Под вероятностью эффективности мероприятий ПАС понимается обратная величина отношения числа возникновения авиационных событий после внедрения мероприятия ПАС к числу авиационных событий до внедрения мероприятия в деятельности предприятия.

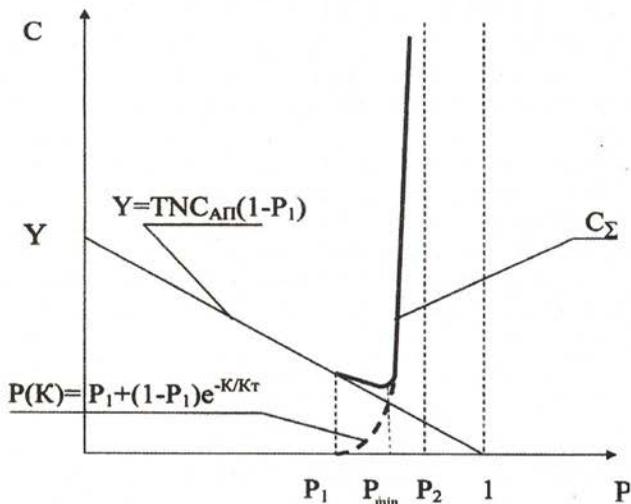


Рисунок 1. Графики зависимости ущерба от авиационных событий, затрат на разработку мероприятий по предотвращению авиационных событий.

В решении экономических задач, связанных с выбором оптимального варианта расходов, важная роль отводится определению зависимости экономических затрат от уровня обеспечения безопасности и риска возникновения авиационных событий, соответствующих данным затратам.

Анализ графика функции суммарных затрат, изображённого на рис. 1, показывает, что оптимальный вариант расходов на устранение последствий авиационных событий и их предотвращение может быть найден путём исследования функции (1), (2) на экстремум.

$$C_{\Sigma} = Y + K_r \ln \frac{P - P_1}{1 - P_1}, \quad (3)$$

$$\frac{dC_{\Sigma}}{dP} = -Y + K_r \frac{1}{(1 - P_1)} \frac{-(1 - P_1)}{(P - P_1)^2} = 0,$$

$$-(P - P_1)Y - K_r = 0,$$

$$P - P_1 = \frac{K_r}{Y}, \quad (4)$$

где Y – суммарный ущерб от авиационных событий.

Вид экстремума: $\frac{d^2 C_{\Sigma}}{dP^2} = \frac{K_T}{(P-P_1)}$, $K_T > 0$, $(P-P_1)^2 > 0$, $0 < P < 1$ для всех значений P . Таким образом, $\frac{dC_{\Sigma}}{dP}$ больше нуля во всей области определения, следовательно, экстремум – минимум.

Окончательно

$$\Delta P_{\min} = P - P_1 = \frac{K_T}{Y} = \frac{K_o}{5Y}. \quad (5)$$

Формула определения экономически целесообразного прироста вероятности эффективности мероприятий

$$\begin{aligned} \Delta P_{\min} = & \frac{K_o}{5P(K)NT} 1 / \{ \sum_{i=1}^m P(K_i/K) \sum_{\alpha=1}^a C_{k\alpha} P(K_{i\alpha}/K_i) + \\ & + \lambda_1 \sum_{j=1}^n P(A_j/A) \sum_{\beta=1}^b C_{A\beta} P(A_{j\beta}/A_j) + \lambda_2 \sum_{z=1}^l P(S_z/S) \sum_{\gamma=1}^d C_{S\gamma} P(S_{z\gamma}/S_z) + \\ & + \lambda_3 \sum_{q=1}^k P(I_q/I) \sum_{\varphi=1}^f C_{Iq\varphi} P(I_{q\varphi}/I_q) \}. \end{aligned} \quad (6)$$

При значительном количестве исходных данных

$$\begin{aligned} \Delta P_{\min} = & \frac{K_o}{5P(K)NT} 1 / \{ \sum_{i=m+1}^m P(K_i/K) \int_{R_{\alpha_1}}^{R_{\alpha_2}} P(K_{i\alpha}/K_i) dC_{k\alpha} + \\ & + \lambda_1 \sum_{j=n+1}^n P(A_j/A) \int_{R_{\beta_1}}^{R_{\beta_2}} P(A_{j\beta}/A_j) dC_{A\beta} + \lambda_2 \sum_{z=l+1}^l P(S_z/S) \int_{R_{\gamma_1}}^{R_{\gamma_2}} P(S_{z\gamma}/S_z) dC_{S\gamma} + \\ & + \lambda_3 \sum_{q=k+1}^k P(I_q/I) \int_{R_{\varphi_1}}^{R_{\varphi_2}} P(I_{q\varphi}/I_q) dC_{Iq\varphi} \}. \end{aligned} \quad (7)$$

Таким образом, выведена формула расчета уровня повышения вероятности эффективности мероприятий ПАС, обеспечивающего минимальные суммарные затраты.

Данную методику целесообразно использовать в системе управления безопасностью полётов авиапредприятий при разработке и принятии мероприятий по повышению уровня безопасности полётов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Распоряжение Правительства Российской Федерации от 06.05.2008 №641-р «Об утверждении Государственной программы обеспечения безопасности полётов гражданской авиации».
2. Руководство по управлению безопасностью полётов (РУБП). Издание второе. Дос.9895-AN/475.-ИКАО, 2009.
3. Морозова О.О. Метод определения ожидаемого суммарного ущерба от авиационных событий // Гражданская авиация XXI век: сборник

- материалов III Международной молодежной научной конференции 12-13 апреля 2011 г. – Ульяновск: УВАУ ГА (И), 2011.
4. Морозова О.О. Управление рисками в деятельности авиапредприятий // Гражданская авиация XXI век: сборник материалов II Международной молодежной научной конференции 12-13 апреля 2010 г. – Ульяновск: УВАУ ГА (И), 2010.

НОВЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ФОНДА ОПЛАТЫ ТРУДА В АВИАКОМПАНИЯХ НА ОСНОВЕ СИСТЕМЫ БЭНДИНГА

Палаткина А.В., Степанова Н.И.
palatkevih@mail.ru, EGA@mstuca.aero

Кафедра экономики гражданской авиации
Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

Рассматривается новый подход к формированию фонда оплаты труда для авиакомпаний на основе системы бэндинга. Описываются основные причины появления новой системы оплаты труда, суть самой системы, ее положительные и отрицательные стороны. Рассматриваются основные отличия новой системы от старой, выделяются явные преимущества системы бэндов для российских авиакомпаний. Подробно рассматриваются шаги по внедрению системы в авиакомпанию, раскрывается прозрачность и простота новой системы оплаты труда.

В быстро меняющихся условиях на рынке труда для многих авиакомпаний назревает необходимость развития систем оплаты труда.

Еще недавно внедренная в российские авиакомпании система грейдов, в настоящее время уже имеет ряд несовершенств. К ним можно отнести узкий диапазон окладной вилки, сам грейд включает небольшое количество схожих должностей, принцип группировки должностей в определенный грейд, в ряде случаев, непонятен самим работникам компаний.

Для устранения вышеперечисленных проблем в 90-е годы начал активно развиваться бэндинг. Бэндинг (от англ. band – полоса, лента) – это новый, более гибкий подход к организации и формированию системы оплаты труда работников. Первое упоминание о внедрении данной системы относится к 1980 году, когда стартовал проект по изменению системы оплаты труда в Федеральном правительстве США [1].

На первый взгляд кажется, что бэнды и грейды это одно и то же, просто бэнды – это «укрупненные грейды». На самом деле, у этих двух систем есть ряд основных отличий, которые и привели к появлению бэндов, так как грейды не

смогли сформировать достойную систему оплаты труда, которая бы отвечала всем требованиям зарубежных и российских авиакомпаний.

Сравнивая грейды и бэнды можно выделить следующие основные отличия. Бэнды представляет собой «широкополосную» структуру заработной платы, в которой разница между максимальным и минимальным окладами равна 50-150% [2], в отличие от грейдов с «узкополосной» структурой заработной платы и с разницей между максимальным и минимальным окладами в 30-40% [1]. В отличие от традиционных грейдов система бэндов включает меньше иерархических уровней, объединенных по признаку выполняемой работы – «семейство должностей» или по признаку функциональной принадлежности – «семейство карьер».

Семейство должностей – это группа позиций, объединенных по сложности работ, аналогично применяемому в грейдировании. Однако, бэнд намного шире, чем грейд, и охватывает все схожие позиции (табл. 1).

Еще одним большим отличием в системе бэндов стало появление семейства карьер – группы должностей, объединенных определенными функциональными областями. При разработке семейства должностей, использовался одномерный подход, то теперь бэнды стали двумерными – зарплатные «вилки» начали устанавливаться для каждой группы позиций в рамках функционального направления. Основой для формирования групп стала уже сложившаяся на авиапредприятии карьерная иерархия. Это позволило учесть различия в ценности должности, а также показать значимость функционального направления. В прошлой системе это было затруднительно, так как семейство должностей могло включать позиции из разных функциональных сфер. Новый принцип группировки более понятен персоналу, не нарушает сложившуюся иерархию, что, как показала практика, очень важно для российских авиакомпаний и позволяет создать систему управления карьерой, включающую оценку компетенций и развитие работников (табл. 2).

Далее рассмотрим различия в распределении должностей и установлении окладов. Каждый из бэндов (как и грейдов) описывается на основе оценки должности, произведенной балльно-факторным методом (табл. 3) [3].

После распределения должностей по бэндам и грейдам (бэндов обычно 4-8, а грейдов 10-12) необходимо установить оклад для каждого бэнда. В системе грейдов для установления должностного оклада собирается информация о рыночной стоимости различного типа должностей, для того чтобы понять

Таблица 1. Семейство должностей.

БЭНДЫ	Вилки
1.Специалисты	20-50 тыс. руб.
2.Руководители низшего звена	45-75 тыс. руб.
3.Руководители среднего звена	70-100 тыс. руб.
4.Руководители высшего звена	95-125 тыс. руб.

Таблица 2. Семейство карьер.

Департамент финансов	Департамент информационных технологий	Департамент по работе с клиентами	Департамент по работе с персоналом
1. Специалист, эксперт, менеджер			
2. Руководитель группы	2. Руководитель группы	2. Руководитель группы	2. Руководитель группы
3. Начальник отдела, зам. начальника отдела			
4. Директор департамента, зам. директора департамента			

Таблица 3. Оценка должности «Специалисты».

Стаж работы:	Без опыта работы, от года и выше
Ответственность:	Выполняет стандартные процедуры, следует установленным должностным инструкциям
Образование:	Высшее образование, без дополнительного обучения по специальности
Принятие решений:	Только в рамках своей должности
Знания и навыки:	Хорошее владение компьютером, программами, необходимыми для работы, внимательность

сколько платят в среднем за аналогичную должность на других предприятиях. Нижняя границавилки оклада, то есть минимального должностного оклада, будет соответствовать среднему уровню рыночной стоимости должности [2]. Дифференциация окладов обычно происходит на основе разрядов, и только в отдельных случаях (главным образом, когда вилка грейда оказывается достаточно большой) производится дополнительное деление их на ступени. Таковых обычно выделяют три: «начальный уровень», «соответствие стандартам», «превосходит стандарты». В системе бэндов появляются отличия. Для определения размера оклада внутри каждого бэнда устанавливаются «ступени» (от 3 до 5), каждая из которых соответствует определенному уровню развития компетенций сотрудника, а также стажу работы:

1. Стартовый – предполагает начальный уровень развития компетенций или минимально необходимые для выполнения работы стаж и навыки. Соответствует новичку в данной должности, например, выпускнику вуза на позиции специалиста.
2. Стандартный – предполагает, что сотрудник полностью отвечает требованиям, предъявляемым компанией к компетенциям и стажу (несколько лет занимает должность и самостоятельно может выполнять порученные ему задания).

3. «Превышение стандартов» – предполагает, что специалист постоянно показывает результаты выше требуемых и демонстрирует развитость своих профессиональных компетенций. Он может руководить группой, вносить предложения по совершенствованию работы.
4. «Выдающиеся результаты» – уровень, предназначенный для профессионалов, обладающих уникальными знаниями, опытом и навыками. Например, досконально разбирающихся в своей функциональной сфере. Знания и навыки, приобретенные благодаря длительной практике.

Каждому уровню бэнда соответствует конкретный размер «вилки» оклада. Возможно создание промежуточных уровней внутри ступени для большей дифференциации заработных плат.

Таким образом, в бэндинге делается больший акцент на компетенции работников, нежели в традиционной грейдовой системе [4].

При существенных преобразованиях на рынке или в характере выполняемых работ уровни каждой ступени могут изменяться. Соответственно, должен происходить и групповой пересмотр зарплаты персонала. Кроме того, с целью вознаграждения сотрудников за развитие их компетенций и улучшение показателей работы раз в год желательно производить индивидуальную корректировку окладов на основе результатов аттестации.

Резюмируя вышеперечисленное, можно выделить основные преимущества и недостатки системы бэндов.

Преимущества:

- более широкие «вилки»;
- гибкость в управлении вознаграждением – позволяет быстрее реагировать на изменения рынка труда;
- возможность вовлечения линейных руководителей в управление вознаграждением (процесс назначения окладов более прозрачен и прост для рядовых сотрудников и начальников);
- больший акцент на индивидуальные компетенции;
- возможность создания прозрачной системы карьерного роста, так как есть четко определенные ступени карьерной лестницы внутри каждой функциональной области.

Недостатки:

- риск потери управления вознаграждением при слишком широких «вилках»;
- появление у персонала слишком больших и неоправданных ожиданий в отношении зарплаты. Они связаны с тем, что «вилка» бэнда шире, чем у традиционного грейда;
- невозможность в достаточной степени дифференцировать льготы по уровням иерархии.

Рассмотрев все вышеперечисленные сходства и различия, можно сделать вывод, что появление и развитие системы бэндов в России может решить

основные проблемы, появившиеся в результате внедрения в компаниях системы грейдов. Система бэндов более гибкая, в большей степени отвечает требованиям российских авиакомпаний и российского менталитета. Достаточно часто встречается ситуация, когда очень трудно работодателю объяснить, почему у работника именно такой оклад, почему он попал именно в этот грейд, система бэндов более прозрачна. Работнику сразу можно пояснить, какие ступени необходимо пройти, чтобы его оклад увеличился.

В настоящее время система бэндов внедрена в таких крупных компаниях, как Nokia, General Electric, Marriott Hotels, IBM, AT&T и др [1].

Система бэндов – это один из первых, появившихся ответов на проблемы в грейдовой системе. Многие могут думать, что компания, переходя на эту систему, просто уходит от «жестких» грейдовых структур, но не надо забывать, что все, что в компаниях разрабатывается, совершенствуется, все делается для пользы работников, у которых возникают вопросы и непонимание как им начисляют заработную плату. При переходе на бэндовую систему оплаты, сам фонд оплаты труда не измениться, он, как и в грейдовой системе, останется таким же. Таким образом, система оплаты труда станет еще более понятной и прозрачной для работников авиакомпаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Десслер Г. Управление персоналом. – М.: Бином, 2004. – 799 с.
2. Денисова А. «Свежий взгляд» на управление базовым вознаграждением // Справочник по управлению персоналом. №1, 2011. – С. 42-48.
3. Чемяков В.П. Грейдинг: технология построения системы управления персоналом. – М.: Вершина, 2008. – 208 с.
4. Ветлужских Е. Мотивация и оплата труда: Инструменты. Методика. Практика. – М.: Альпина Бизнес Букс, 2008. – 148 с.

ИНЖЕНЕРНО-ПСИХОЛОГИЧЕСКАЯ РАЗРАБОТКА МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ КАЧЕСТВ ОПЕРАТОРА РЕНТГЕНО-ТЕЛЕВИЗИОННОЙ УСТАНОВКИ АЭРОПОРТА

Пилиневич Л.П., Резник Т.М.

RTM_82@mail.ru

Факультет повышения квалификации и переподготовки кадров
Минский государственный высший авиационный колледж
(Республика Беларусь, г. Минск)

Проведен анализ процедур и методик профессионального отбора в сфере авиационной безопасности, описана профессиографическая характеристика деятельности оператора рентгено-телевизионной установки (РТУ) аэропорта, исследованы профессионально-важные качества оператора РТУ, определяющие успешность его деятельности. По результатам проведенного аналитического исследования разработана компьютерная методика исследования психофизиологических качеств оператора РТУ.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из приоритетных направлений в политике управления человеческими ресурсами в авиационной отрасли Республики Беларусь является исследование критериев эффективности деятельности, выделение психологических детерминант, влияющих на количественные и качественные результаты профессионального труда, а также разработка и внедрение новых психодиагностических систем, включающих современные методы оценки профессионально важных качеств сотрудников, расширение перечня критериев отбора авиационного персонала [1]. Актуальность данного исследования также обусловлена тем, что в настоящее время в Республике Беларусь чрезвычайно мало научно обоснованных, адаптированных к конкретным отраслям профессиональной деятельности стандартизированных методов, которые можно было бы использовать при обследовании работников на их профессиональную пригодность для решения кадровых задач, а имеющиеся немногочисленные разработки, ввиду их уникальности и отсутствия серийно выпускаемой аппаратуры, препятствуют их широкому внедрению, которое может быть реализовано на базе компьютерной техники.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ

Теоретическая часть исследования посвящена, во-первых, анализу процедур и методик профессионального отбора в сфере авиационной безопасности, во-вторых, исследованию профессиографической характеристики деятельности оператора РТУ (сотрудника службы авиационной

безопасности), и в-третьих, изучению профессионально-важных качеств (ПВК) оператора РТУ, определяющих успешность его деятельности.

Анализ проблемы профессионального отбора кандидатов на должность оператора РТУ показал, что, во-первых, не существует четких стандартов отбора наиболее подходящих кандидатов для работы в сфере обеспечения безопасности гражданской авиации Республики Беларусь, во-вторых, в данной отрасли назрела потребность в разработке и внедрении психодиагностических систем отбора кандидатов в службу авиационной безопасности, в частности на должность оператора РТУ аэропорта [2].

Изучив психологическое содержание деятельности оператора РТУ можно сделать вывод, что хоть оператор и работает за пультом управления, предметом его труда есть не сам пульт, а определенная система символов (например – графическое изображение предметов, которые содержатся внутри рентгеновской установки) [1]. Его функции состоят в выделении и узнавании сигналов, которые поступают на фоне шумов, то есть сигналов, подобных к заданным, но не тождественных с ними (например, узнавание среди многих изображений тех, которые можно квалифицировать как возможную или явную угрозу). Следует отметить, что рентгеноскопические изображения багажа на экране монитора являются сложными, а порой непонятными и размытыми для зрительного восприятия оператора [3].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

На основании исследования особенностей профессиональной деятельности оператора РТУ были выявлены основные ПВК оператора, определяющие успешность его деятельности. Для этого кроме наблюдения и анализа документов использовался метод экспертных оценок. В качестве экспертов выступили высококвалифицированные специалисты в сфере авиационной безопасности, имеющие опыт работы не менее 15 лет. В результате были определены около 20 ПВК оператора РТУ, объединенные нами в относительно независимые группы качеств [2, 4]:

1. Профессиональные знания.
2. Деловые качества (организаторские).
3. Индивидуально-психологические и личностные.
4. Психофизиологические качества.

Так как тема работы посвящена разработке методики исследования именно психофизиологических особенностей, поэтому для нас чрезвычайно важно выявить, обладает ли претендент качествами, требуемыми для расшифровки рентгеновских изображений, и в последующем оценить эти качества с помощью разработанной и описанной в данной работе компьютерной методики.

Психологической концепцией нашей методики является когнитивная модель досмотра. Отметим, что процесс обнаружения опасных предметов на изображении багажа состоит из двух этапов:

- визуальное восприятие изображения;
- оценка изображения.

Представленная модель досмотра, на наш взгляд отражает особенности тех психофизиологических качеств, которые должны быть хорошо развиты у кандидата на должность оператора РТУ (способность визуализации изображений в трехмерном пространстве, умение распознавать и классифицировать изображения, быстрота восприятия и т.д.).

Исходя из анализа профессионально важных качеств оператора РТУ можно сделать вывод, что большинство из существующих на сегодняшний день методик можно использовать для исследования психофизиологических качеств



Рисунок 1. Когнитивная модель процесса досмотра с помощью рентгеновской установки (стрелками показан типичный поток информации).

кандидатов на должность оператора РТУ. Но специфика деятельности оператора РТУ, в основе которой лежит когнитивная модель процесса досмотра с помощью рентгеновской установки, а также сложность зрительного восприятия при распознавании рентгеноскопических изображений с экрана монитора указывают на то, что в процессе профессионального отбора важно выявить, обладает ли претендент качествами, требуемыми для расшифровки рентгеновских изображений. А именно, умение формировать изображение, способность к интеграции образов, умение распознавать изображенные предметы, способность классифицировать изображения.

МЕТОДИКА

Целью данной методики является выявление кандидатов, обладающих когнитивными и визуальными способностями, требуемыми для расшифровки рентгеновских изображений. Данная методика, на наш взгляд, сможет в определенной степени прогнозировать показатели работы операторов РТУ. Следует отметить, что тестирование кандидата с помощью данной методики на ранней стадии отборочного процесса позволит определить, во-первых, способность претендента к обучению, а, во-вторых, примерные показатели его будущей деятельности на рабочем месте.

Приложение написано на высокоуровневом языке программирования Python, с помощью серверного фреймворка Tornado. Запускается через main.py. База данных написана в MySQL. Визуальное оформление осуществлено с помощью языка гипертекстовой разметки Html.

Отметим, что программа является Web-приложением. Данный способ написания программы, на наш взгляд, имеет ряд преимуществ использования именно в сфере профессионального психологического отбора персонала. А именно:

- программа может быть размещена в локальной сети учреждения, организации, что позволит проходить тестирование одновременно нескольким кандидатам;
- кандидат может пройти данное тестирование через интернет, не выходя из дому, получив на него ссылку;
- проверка результатов может осуществляться администратором с любого компьютера, подключенного к сети.

Критериями оценки выполнения теста являются количество ошибок и время, затраченное, во-первых, на подбор каждой пары изображений, а во-вторых, на выполнение каждого этапа в целом. Так как работа оператора РТУ относится к разряду монотонной, то в процессе выполнения теста (прежде всего этапов №5, 6) нам важно отследить уровень устойчивости внимания и утомляемости при выполнении монотонного выбора одних и тех же картинок, предъявляемых несколько раз.

Для того чтобы начать тестирование, необходимо перейти по ссылке на страницу теста. На первой странице отображается приветствие и информации о целях данного теста. Переход на следующую страницу осуществляется с помощью кнопки «Начать».

Далее появляется страница регистрации, на которой находятся поля для заполнения регистрационных данных. Все поля являются необходимыми для заполнения. По завершению регистрации пользователю присваивается ID. После создания сессии отправляем пользователя на страницу выбора режима тестирования, где описана структура и поэтапность прохождения теста.

Отметим, что режим тестирования включает в себя следующие параметры:

1. Количество выводимых на экран пар изображений (3,6,9,12).
2. Кратность предъявлений изображений (от 1 до 10).
3. Режим (цветной и черно-белый).

Так как существующие программы рентгеноскопических изображений багажа на экране монитора, используемые в аэропортах, отображают контурное, плоское изображение предметов, оператор РТУ должен визуализировать изображения в трехмерном пространстве (мысленно разворачивать изображения предметов). Поэтому в нашей программе изображения предметов в левой части экрана (изображения-ответы) являются черными, контурными и предъявляются с разных сторон.

После того, как тестируемый выбрал определенные параметры, мы добавляем тест в базу данных, куда заносятся настройки, привязанные к данному пользователю. Далее предъявляется инструкция прохождения тестирования, после которой начинается непосредственно процесс выполнения теста.

В зависимости от выбранных параметров на экран выводятся основные изображения (в левой части экрана) и в случайном порядке появляются соответствующие пары изображений-ответов (в правой части экрана). Следует отметить, что для каждого основного изображения предмета в левой части экрана, существует от 1 до 3 проекций, которые выводятся на правую часть экрана. В данном тесте осуществлена проверка на то, чтобы на странице не появлялись одинаковые предметы.

За выбор картинок отвечает джаваскрипт. Изображения выводятся на экран в случайном порядке. Отметим, что в программе есть два обработчика событий. Один отвечает за клик по картинке слева, другой – по картинке справа.

Далее отправляем данные на сервер и проверяем правильность подобранных пар, т.е. для каждой пары картинок делаем запрос к базе данных, где мы забираем из таблицы строчку с правильными ответами и сравниваем их с результатами, полученными при прохождении теста. Если ответ неправильный, заносим ошибку в таблицу результатов. В базу также заносится время, затраченное на выполнение заданий на каждой странице.

После прохождения этапа тестирования осуществляется автоматический переход на страницу завершения тестирования, где предлагается перейти к выполнению других этапов путем нажатия кнопки «Далее», либо завершить прохождение теста.

Для испытуемого результаты на экран не выводятся. Для проверки результатов прохождения теста, необходимо перейти по ссылке на страницу администратора, где необходимо ввести логин и пароль. Вход осуществляется по нажатию кнопки «Войти».

ВЫВОДЫ

Тема исследования психофизиологических и психологических факторов, определяющих профессиональную успешность сотрудника службы авиационной безопасности, а также разработка различных методик исследования данных факторов, несомненно, имеет дальнейшие перспективы развития.

Важно иметь в виду, что создание подобных отборочных методик (тестов), готовых к немедленному применению, не представляется возможным. Необходимо экспериментальным путем определить достоверность данного психодиагностического измерения, а именно ее валидность (соответствием тестовых данных измеряемому свойству), надежность (точностью психодиагностических измерений) и прогностичность (предположение о развитии измеренного свойства). Кроме этого, практика показывает, что эффективными методиками являются те, что были выверены в эксплуатационных условиях результатами, показанными операторами на рабочем месте. Отсюда следует, что эффективность разработанной методики должна быть испытана и подтверждена в экспериментальных условиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. «Государственная программа защиты гражданской авиации от актов незаконного вмешательства» от 13.10. 2007 г.
2. Резник Т.М. Разработка квалификационных характеристик работников служб авиационной безопасности авиационных предприятий и организаций Республики Беларусь // I Международная научно-практическая конференция «Авиация: история, современность, перспективы развития», Минск, апрель 2011.
3. Пономаренко В.А., Доброленский К.П., Завалова Н.Д., Туваев В.А. Методы инженерно-психологических исследований в авиации. – М.: Машиностроение, 1995. – 200 с.
4. Резник Т.М. Модели, описывающие деятельность человека, работающего в режиме слежения // 47-я научная конференция аспирантов, магистрантов и студентов учреждения образования «Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники», Минск, апрель 2011.

РЕАЛИЗАЦИЯ КОМПЕТЕНТНОСТНО-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПРОЦЕССА ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ НА ОСНОВЕ ДИСТАНЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Захарова О.Г., Косачевский С.Г.
olga.g.zakharova@rambler.ru, kosach-51@mail.ru

Отдел дистанционных образовательных технологий
Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации (институт)
(г. Ульяновск)

Приводится описание комплексной работы УВАУ ГА (И), направленной на формирование методики профессиональной подготовки авиационных специалистов Российской Федерации, на основании которой разрабатываются инновационные образовательные ресурсы. Реализация данных ресурсов проводится на основе использования дистанционных образовательных технологий и технологий «облачных вычислений».

1. ВВЕДЕНИЕ

Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации (институт) внедряет дистанционные образовательные технологии в процесс подготовки авиационных специалистов с 2008 года. Внедрение информационных технологий должно базироваться на эффективной методике разработки учебных программ и материалов в соответствии с передовым зарубежным опытом в области подготовки специалистов гражданской авиации. На данный момент в Институте на основе передового зарубежного опыта ведется работа по формированию методики процесса профессиональной подготовки авиационных специалистов на основе компетентностного подхода и дистанционных образовательных технологий. За основу данной методики берутся проекты Федерального управления гражданской авиации США (FAA), Международной организации гражданской авиации (ICAO) [1].

2. ЗАРУБЕЖНЫЕ МЕТОДИКИ РЕАЛИЗАЦИИ КОМПЕТЕНТНОСТНОГО ПОДХОДА В ПРОЦЕССЕ ПОДГОТОВКИ ЛЕТНОГО СОСТАВА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

2.1. Передовая квалификационная программа Федерального Управления Гражданской Авиации США

Передовая квалификационная программа (ПКП) представляет собой добровольную альтернативу традиционным нормативным требованиям в области обучения и оценки пилотов (14 глава Свода Федеральных Правил,

части 121 и 135). В рамках ПКП FAA уполномочен производить согласование значительных отклонений от традиционных нормативных требований в целях установления эквивалентного, либо более высокого уровня безопасности. Программа базируется на использовании системного входного анализа требований к обучению, с помощью которого формируются цели достижения профессионального уровня по всем траекториям обучения пилотов.

Программа направлена на интеграцию обучения и оценки когнитивных навыков на каждом этапе обучения. Для успешного завершения обучения пилоты должны продемонстрировать профессионализм в ситуациях, направленных на оценку, как технических навыков, так и навыков в области управления ресурсами экипажа. Авиаперевозчики, принимающие участие в ПКП, должны разработать и внедрить стратегии сбора данных, диагностирующие когнитивные и технические навыки. Помимо этого участники программы должны внедрить процедуры повышения качества образовательного контента на основе данных контроля качества.

ПКП основывается на принципе тесной взаимосвязи между образовательным контентом, оценочной деятельностью и содержанием профессиональных обязанностей. Первым этапом в рамках ПКП проводится анализ конкретных должностных обязанностей, начинающийся с разработки исчерпывающего перечня обязанностей для каждой должности. Данный перечень должен охватывать полный спектр условий и непредвиденных ситуаций, которые могут возникнуть в профессиональной деятельности.

Далее перечень должностных обязанностей анализируется с целью выявления навыков, знаний и возможностей, необходимых для качественного выполнения каждой задачи и подзадачи, включая навыки, знания и возможности, связанные с управлением человеческими ресурсами.

Методология анализа ПКП направлена на выявление общих или конкретных навыков. Навыки, применяемые в рамках значительного числа задач в процессе полета, характеризуются как общие. Дополнительный анализ, направленный на поддержку последовательной разработки учебной программы, может проводиться на основе изучения относительной частоты выполнения задачи или подзадачи в повседневных и критических рабочих процедурах.

Для каждой должности из задач и подзадач формируются конечные и дополнительные цели соответственно, включая определение требуемой деятельности, стандартов и условий. Данная информация предоставляется на утверждение в FAA в форме квалификационных стандартов ПКП.

Помимо конечных и дополнительных целей достижения профессионального уровня, участник программы может выявить и стимулирующие цели, включающие как общие, так и конкретные знания, навыки и возможности. Стимулирующие цели используются для подготовки членов экипажа (как индивидуально, так и в группе) к последовательному обучению в среде приближенной к реальной. Выявление стимулирующих целей необходимо для обеспечения соответствия учебных материалов,

предоставляющихся посредством компьютерных технологий, образовательным целям более высокого уровня. Подобная взаимосвязь между образовательными целями необходима также при обновлении образовательного контента, в процессе которого изменения на одном уровне требуют соответствующих изменений на других уровнях иерархии.

Задачи, подзадачи и соответствующие знания, умения и навыки распределяются в сегменты, модули, уроки и элементы уроков в форме блоков. Большинство участников ПКП предпочитают использовать программный инструментарий, значительно облегчающий проведение комплексного анализа процесса разработки учебной программы. Подобные инструменты, базирующиеся на архитектуре реляционных баз данных, применяются для отслеживания взаимосвязей между различными уровнями задач, знаний, навыков и возможностей, целей достижения профессионального уровня, учебными ресурсами, средствами и т. д. Данные инструменты значительно сокращают временные и трудовые затраты, связанные с разработкой ПКП [1].

2.2. Методология ICAO TRAINAIR PLUS

Методология ICAO TRAINAIR PLUS включает три этапа разработки учебного материала на основе компетентностного подхода: анализ, проектирование и разработка, оценка. Каждый этап состоит из определенных шагов.

Этап проведения анализа направлен на содействие руководителям процесса обучения в принятии точного решения относительно выбора образовательного подхода, а также относительно ресурсов, необходимых для развития выбранного образовательного решения.

В рамках анализа должностных обязанностей, должность подвергается системному анализу с целью выявления профессиональных требований к каждой должностной задаче, на основе чего разрабатывается комплект знаний, навыков и отношений, необходимых для выполнения должностных задач на требуемом уровне компетентности. Одновременно определяются критические задачи должности, а также конечные цели каждой задачи.

Сбор информации о контингенте обучающихся должен выявить, какие знания и навыки обучающиеся уже должны иметь, а также уровень их образования, предпочитаемые стили обучения, социальные и лингвистические среды.

На основе информации, полученной на этапе анализа, команда разработчиков курса должна спроектировать учебную программу будущего курса. Данная работа производится на основе процесса, называемого «упорядочивание», посредством которого подзадачи, выявленные на этапе анализа должностных обязанностей и представленные в форме промежуточных целей, группируются в учебные модули, которые расставляются в логической последовательности.

Далее разрабатываются цели, содержащие описание требуемой профессиональной деятельности по завершении каждого модуля. Данные цели называются целями окончания модуля, на основе которых разработчики курса проектируют тесты для каждого модуля. Одновременно производится формирование ответов и ключей подсчета результатов оценки деятельности обучающихся. Перед проектированием модулей также должен быть разработан перечень педагогических аспектов для каждого модуля.

На этапе проектирования и разработки составляется детальный план образовательной деятельности для каждого модуля. План должен гарантировать, что обучающиеся способны достичь целей окончания модуля в соответствии с требуемым стандартом (уровнем компетентности).

Образовательные стратегии для каждого модуля выбираются командой разработчиков курса. Для каждого педагогического аспекта в рамках модуля определяется соответствующий метод доставки, образовательные технологии, выбор дополнительных средств. Разработчики курса должны организовать образовательную деятельность в рамках модуля в интересной и эффективной последовательности. Необходимо также рассмотреть возможное использование дополнительных профессиональных инструментов, способных повлиять на выбор образовательных стратегий.

Далее для каждого модуля проектируются детальные планы уроков в форме плана модуля (руководство для инструктора), согласно которому определяются действия инструктора, направленные на предоставление эффективного обучения. Данный план также включает время выполнения того или иного действия инструктора. Руководство помогает инструктору вести образовательный процесс в рамках модуля для достижения обучающимися целей окончания модуля.

Далее разрабатываются проекты печатных или аудио-визуальных материалов и тесты достижения целей окончания модуля и промежуточных целей.

По завершении определения параметров проектирования каждого модуля начинается разработка учебных материалов в окончательном виде.

Для гарантии адекватности и эффективности учебных материалов рекомендуется проведение апробационного тестирования перед началом согласования разработанного курса.

Во время первого запуска курса должен проводиться тщательный мониторинг реакции обучающихся, а также процесс достижения обучающимися целей окончания модуля. Результаты тестирования по каждому модулю должны быть четко зафиксированы и сопоставлены с установленными стандартами. Производится сбор информации от обучающихся и инструкторов, которая впоследствии анализируется. В случае выявления недостатков необходимо выявить причины и разработать мероприятия по их предотвращению.

В случае необходимости возможно проведение еще одной сессии обучения для окончательного утверждения разработанного курса. Реализация данного курса в образовательном учреждении возможна лишь после его утверждения в рамках программы ICAO TRAINAIR PLUS [2]. Результаты данных зарубежных проектов были положены в основу разработки модели процесса профессиональной подготовки летного состава гражданской авиации Российской Федерации, базирующейся на синтезе представленных подходов с доминирующим подходом FAA. Именно данный подход ориентирован на деятельность авиакомпании, на построение обучения в зависимости от типа воздушного судна. Процесс создания образовательной среды основывается на специфике обучения авиаспециалистов и помогает организовать условия обучения, максимально приближенные к реальным, интегрируя процесс развития навыков управления ресурсами экипажа и использование передового оборудования для летной подготовки. Методику ICAO можно назвать универсальной, поскольку она не отражает специфики деятельности авиационных специалистов, однако некоторые методологические аспекты можно было бы интегрировать в методику FAA. Не смотря на различия методик, образовательные ресурсы, разрабатываемые на их основе, эффективно реализуются на основе дистанционных образовательных технологий.

3. РЕАЛИЗАЦИЯ КОМПЕТЕНТНОСТНОГО ПОДХОДА ПОСРЕДСТВОМ ДИСТАНЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Реализация модели процесса профессиональной подготовки летного состава гражданской авиации Российской Федерации на основе использования дистанционных образовательных технологий требует доработки существующей в УВАУ ГА (И) системы дистанционного обучения авиационных специалистов.

На данный момент система дистанционного обучения УВАУ ГА (И) строится на трех процессах: разработка учебно-методического комплекса по дисциплине в системе дистанционного обучения (УМК ДО), на основе которого посредством электронной обучающей системы подготовки авиационного персонала (свид-во Федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам №2011615501 от 14.07.2011) разрабатывается автономная и сетевая версия электронных обучающих курсов.

Реализация компетентностного подхода на основе дистанционных образовательных технологий предполагает внедрение инновационных методов и технологий в существующую систему дистанционного обучения. В связи с этим Институт работает над развитием сайта дистанционного обучения до уровня информационно-образовательного портала дистанционного обучения авиационных специалистов на основе облачных вычислений.

Облачные вычисления – это новая тенденция в мировой индустрии информационных технологий, в которой программное обеспечение

предоставляется пользователю как Интернет-сервис. Пользователь имеет доступ к собственным данным, но не управляет и не заботится об инфраструктуре, операционной системе и собственно программном обеспечении, с которым он работает. Облачные вычисления предлагают новые возможности для предоставления динамичных и актуальных, основанных на Интернет-технологиях приложений для электронного обучения [3,4].

В контексте компетентностного подхода, согласно которому в Институте будет разработана исчерпывающая модель компетенций авиационных специалистов, взаимосвязанная с требуемыми для каждой компетенции образовательными ресурсами/базами данных, использование облачных вычислений является целесообразным решением.

Облачные приложения, разрабатываемые в рамках портального решения:

- система дистанционного обучения на основе компетентностного подхода совместно с такими инструментами, как электронное портфолио, расписание, электронная почта;
- электронная библиотека и система видеоконференцсвязи (как для обучающихся, так и для сотрудников Института).

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На данный момент УВАУ ГА (И) работает над научно-исследовательским проектом, посвященным разработке методики подготовки авиационных специалистов на основе компетентностного подхода, что позволит разрабатывать более гибкие учебные ресурсы и реализовывать их посредством дистанционных образовательных технологий. В связи с этим Институт приступил к проектированию облачной среды, с помощью которой реализуется система электронного обучения Института.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сайт Федерального управления гражданской авиации США. – <http://www.faa.gov/>
2. Doc.9941 AN/478 – Training Development Guide – Competency-based Training Methodology, ICAO, 2011.
3. Склатер Н. Электронное обучение в облаке // 10-й международный журнал по проблемам систем управления виртуальным и индивидуальным обучением, Вып.1, январь-март 2010.
4. Глебов О. Облачные вычисления: тенденции развития и основные «игроки». – <http://www.npsod.ru/rus2/analytics/document32865.phtml>

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ФОРМИРОВАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ ТАРИФОВ НА УСЛУГИ АВИАКОМПАНИЙ

Вишнякова А.А.
methodist_if@mail.ru

Кафедра экономики авиапредприятий
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Рассмотрены основные альтернативные подходы при цено- и тарифообразовании, Учитывая тот аспект, что тариф является частным случаем цены, рассмотренные теории ценообразования могут быть адаптированы к пониманию экономической сущности тарифа. Разработана модель маркетинговой концепции формирования тарифа, в которой уточнены принципы маркетингового подхода при формировании пассажирского тарифа на услуги авиакомпаний.

1. ВВЕДЕНИЕ

Территориальные особенности Российской Федерации определяют значимость услуг пассажирских авиаперевозок для удовлетворения потребностей населения в перемещении, особенно на дальние расстояния.

Величина спроса на них в значительной степени определяется уровнем тарифа, который, с одной стороны должен покрывать издержки авиакомпании, обеспечивать запланированный уровень рентабельности и эффективность деятельности организации, несмотря на тенденцию роста затрат, с другой – обеспечивать доступность данного вида услуг для потребителей.

Каждой авиакомпании при установлении пассажирских тарифов целесообразно учитывать параметры конъюнктуры рынка транспортных услуг.

В настоящее же время, большинство авиакомпаний при тарифообразовании ориентируются на издержки и рентабельность услуг, недооценивая рыночные методы установления тарифа, а также их взаимосвязь с качеством и сервисом предоставляемых услуг, игнорируя потребительские предпочтения.

2. КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ПОДХОДЫ ФОРМИРОВАНИЯ ТАРИФОВ НА УСЛУГИ ПАССАЖИРСКИХ АВИАПЕРЕВОЗОК

Особое место среди различных рычагов экономического механизма хозяйственной политики предприятия принадлежит ценам и ценообразованию, в которых отражаются все стороны его экономической деятельности. Особенно актуальной эта проблема становится в рыночных условиях. Правильно выбранная ценовая стратегия, грамотная тактика формирования цен,

экономически выверенные методы ценообразования являются основой эффективной деятельности предприятия, независимо от формы собственности.

В теории ценообразования существует два альтернативных подхода к пониманию цены. Наиболее распространенным является подход, основанный на классической экономической теории, заключающийся в том, что цена – это денежное выражение стоимости товара [1]. Данное определение базируется на затратной теории, в соответствии с которой стоимость товара представляет собой труд производителей, а сама стоимость определяется количеством труда, необходимого для производства данного товара.

В рамках классической теории выделяют такие понятия как, цена предложения и цена спроса. Рыночная цена в этом случае формируется из средних затрат производителей, выпускающих указанный товар. Подход, основанный на затратной теории, можно отнести к традиционной концепции понимания цены [2].

Относительно новый подход, основанный на маржинальной концепции, определяют цену как «денежное выражение ценности продукта, услуги, факторов производства в процессе обмена» [3]. Характерной особенностью данного подхода является то, что потребитель при приобретении товара или услуги подходит с позиций необходимости и заинтересованности в данном продукте (услуге). Таким образом, ценность – это значимость (полезность) продукта, которая определяется как факторами предложения, так и факторами спроса [4].

Транспортная отрасль, является одной из ведущих отраслей экономики, характерная особенность которой заключается в том, что транспорт создает услугу, посредством которой удовлетворяет потребности населения в услугах по перевозке и вместо понятия цены используется тариф. Тариф (цена на транспортную продукцию) – это система ставок, по которым взимается плата за транспортные услуги [5].

Характерные особенности каждого из видов транспорта подразумевают специфичность предоставления транспортных услуг. Поэтому определение тарифа на услуги пассажирских авиаперевозок можно сформулировать следующим образом, авиатариф – это плата, взимаемая за авиаперевозку пассажиров, багажа, почты и грузов, а также за дополняющие данный процесс операции (оформление пассажиров, багажа, почты и грузов, наземное обслуживание, и т.д.).

Учитывая тот факт, что тариф это частный случай цены, можно сказать, что существующие теории ценообразования сопоставимы и с тарифом.

Адаптируя существующие подходы ценообразования к тарифу на услуги пассажирских авиаперевозок, можно сделать следующие выводы. Основу подхода, наиболее часто используемого российскими транспортными организациями, составляет затратная теория ценообразования, в соответствии с которой при определении тарифа на услуги пассажирских авиаперевозок предприятия ориентируются на издержки. Определяя величину тарифа на

услуги авиатранспорта, предприятия опираются на издержки связанные с ее производством, а их уровень в дальнейшем влияет на прибыль авиакомпании. На рис.1 представлена схема определения тарифа, основанная на затратной теории.

Данная схема образования тарифа и влияния его на прибыль типична для большинства авиакомпаний. Однако в условиях рыночных отношений, где определяющим фактором является конкуренция между производителями услуг за рынки сбыта и клиентов необходимо учитывать предпочтения, пользу и уровни доходов потребителей.

Другой подход опирается на маржинальную концепцию, в рамках которой величина тарифа зависит от ценности и значимости услуги для потребителя.

Взаимосвязь между тарифом и ценностью авиатранспортной услуги для потребителя в рамках маржинального подхода представлена на рис.2.



Рисунок 1. Схема определения тарифа, основанная на затратной теории.

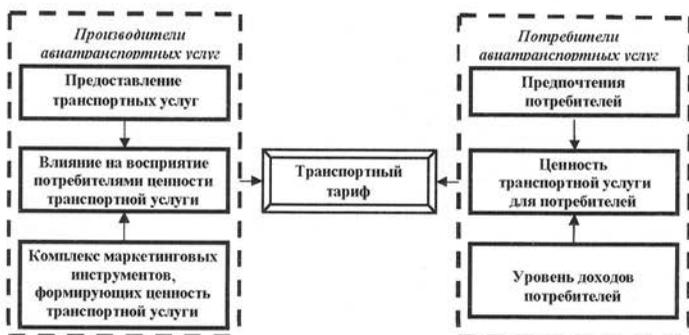


Рисунок 2. Взаимосвязь между транспортным тарифом и ценностью транспортной услуги для потребителей.

На ценность транспортной услуги для потребителя, прежде всего, влияют предпочтения и, конечно же, уровень доходов. При этом производители в рамках данного подхода при формировании тарифов опираются не на затраты производства, а на восприятие ценности услуги или ее полезность для потребителя, которые формируются посредством комплекса маркетинговых инструментов. Следовательно, оценка полезности приобретаемых услуг базируется на субъективном восприятии потребителя.

Восприятие уровня тарифа, как ценности транспортной услуги, может зависеть от многих факторов. Следовательно, выбор между альтернативными предложениями услуг определяется не только желанием потребителя или величиной тарифа на предлагающиеся услуги, но и тем, какая услуга приносит наиболее ощутимую ценность.

3. МАРКЕТИНГОВАЯ КОНЦЕПЦИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ТАРИФА

Каждый из рассмотренных выше подходов к определению понятия тарифа, имеет свои достоинства и может быть использован в деятельности хозяйствующих субъектов на рынке транспортных услуг в зависимости от его конъюнктуры. В этой связи возникает потребность в разработке «объединительной» парадигмы учитывающей положения как классической, так и маржинальной концепций.

При формировании тарифа в современных условиях конкурентного рынка, необходимо придерживаться маркетинговой концепции, реализация которой предполагает использование следующих базовых принципов тарифообразования, которые выделены на рис.3.



Рисунок 3. Принципы маркетинговой концепции формирования тарифа.

- Принцип учета предпринимательского риска в условиях неопределенности, предполагает ее мониторинг, предопределяющих возникновение данного риска. К основным факторам рискованных ситуаций можно отнести: неполную коммерческую загрузку воздушных судов, возможную неплатежеспособность корпоративных клиентов в определенные моменты времени, недобросовестность партнеров и др.

- Принцип комплексности подразумевает комплексный анализ отдельных этапов процесса формирования тарифа на услуги пассажирских авиаперевозок.

- Принцип дифференциации, заключается в использовании различных маркетинговых программ при формировании тарифов для различных категорий пассажиров.

- Принцип вовлеченности структурных подразделений предприятия подразумевает заинтересованное участие всего персонала авиакомпании в процессе принятия решений в области тарифообразования.

- Принцип «маркетинга отношений» предполагает практику построения долгосрочных взаимовыгодных отношений с ключевыми партнерами, взаимодействующими на рынке авиапассажирских перевозок для установления длительных привилегированных отношений.

- Принцип сегментирования заключается в разделении потребителей на различные категории и использование системы надбавок и скидок для целевых сегментов.

- Принцип ориентации на лидера (бенчмаркинг), основан на исследовании и использовании передового опыта «предприятий-эталонов», в области формирования тарифов на услуги авиатранспорта.

- Принцип предвидения ситуации характеризуется разработкой маркетинговых программ при формировании тарифов на услуги пассажирских авиаперевозок, с учетом возможных негативных тенденций.

- Принцип адаптивности и мобильности, предусматривает осуществление деятельности авиакомпании в условиях постоянного изменения рыночной конъюнктуры и взаимоотношений между элементами рынка услуг пассажирских авиаперевозок.

- Принцип обеспечения гибкости тарифа предполагает использование различных инструментов регулирования величины тарифа авиакомпании.

Реализация принципов маркетинговой концепции формирования тарифа позволит повысить не только эффективность деятельности авиакомпании за счет расширения клиентской базы, но и удовлетворить потребности различных категорий населения в пространственном перемещении.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение маркетингового тарифообразования позволит разработать эффективную тарифную политику, под которой понимается обеспечение

оптимальной величины тарифа с точки зрения соотношения выгод производителя и потребителя, а также разработка системы надбавок и скидок для разных случаев и разных групп потребителей с учетом конкретной рыночной ситуации. Данная концепция существенно сказывается на лояльности потребителя и является конкурентным преимуществом транспортного предприятия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Герасименко В.В. Ценообразование. Учебное пособие / В.В. Герасименко – М.: ИНФРА-М, 2006. – 422 с.
2. Липсиц И.В. Управление ценообразованием в организации. Учебник / И.В. Липсиц. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: 2005. – 448 с.
3. Тарасевич В.М. Ценовая политика предприятия./ В.М. Тарасевич , – 2-е изд. – СПб.: Питер, 2003. – 288 с.
4. Щегорцов В.А. Маркетинг. Учебник для вузов / В.А. Щегорцова, В.А. Таран; под ред. В.А. Щегорцова. – М.: ЮНИТИ-ДАНА, 2005. – 447 с.
5. Костромина Е.В. Экономика авиакомпании в условиях рынка / д-р экон. наук, профессор Е.В. Костромина. – М.: НОУ ВКШ «Авиабизнес», 2002. – 304 с.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ СПЕЦИАЛИСТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Шутова Т.А.
tatyana.66@mail.ru

Кафедра экономики авиапредприятий
Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации
(г. Иркутск)

Проанализированы научные исследования по проблеме становления конкурентоспособности специалиста. Показано, что становление конкурентоспособности начинается в процессе обучения. Процесс становления конкурентоспособности специалиста рассмотрен в виде целостной системы, обладающей определенной структурой, представленной основными компонентами: мотивационно-личностным, содержательно-процессуальным и рефлексивно-оценочным. Определены критерии и показатели конкурентоспособности будущего специалиста, соотнесенные с её компонентами.

В условиях рыночной конкуренции все большую роль играет способность авиапредприятия адаптироваться к постоянно изменяющимся внешним факторам, новым технологиям и услугам. Всё вышперечисленное относится и к авиационным кадрам – сотрудники должны обладать рядом определенных качеств, которые в совокупности и составят их конкурентоспособность на рынке труда. Однако понятие конкурентоспособности авиационного специалиста в научных исследованиях практически не представлено. В связи с этим исследование конкурентоспособности специалиста гражданской авиации, как свойства личности, динамики его развития в процессе профессионального становления приобретает особую значимость.

В современных научных исследованиях проблема конкурентоспособности специалиста рассматривается в социальном, экономическом, организационном и педагогическом аспектах (С.Я. Батышев, А.П. Беляев, Л.Г. Семушина, Н.Г. Ярошенко и др.).

В работах Б.С. Алишева, С.П. Дырина, Г.И. Ибрагимова, О.А. Филатова, Д.В. Чернилевского и др. сделаны попытки раскрыть сущность понятия «конкурентоспособный специалист».

Имеются работы, посвященные определению условий формирования конкурентоспособного специалиста, к числу которых относят повышенную профессиональную компетентность, мобильность, самоориентацию и пр. (А.Г. Асмолов, С.Я. Батышев, Н.М. Кларин, В.А. Сластенин, В.И. Слободчиков и др.).

Вопросы разработки обобщенной модели личности и деятельности конкурентоспособного специалиста находят научное обоснование в работах В.С. Безруковой, Н.В. Борисова, Ф.Е. Довжко, В.М. Жураковского, Е.И. Исаева, Н.В. Кузьминой, М.А. Петухова, Л.В. Субботиной и др.

В работах В.И. Андреева, О.Д. Андреевой, Е.А. Климова, Э.М. Короткова, Н.А. Кононец, А.К. Марковой, В.Ш. Масленниковой, Л.М. Митиной, Г.В. Мухаметзяновой, Б.Д. Парыгина и др. раскрывается сущность конкурентоспособности специалиста, как готовности к участию в конкуренции, базирующейся на профессионально-личностных, индивидуально-личностных и духовно-нравственных ресурсах.

Как отмечает С. И. Сотникова [1], основными факторами конкурентоспособности работника выступают его личностные характеристики: способность сходить с людьми, способность к быстрому обучению, специальный опыт, определенный навык в какой-либо трудовой деятельности, готовность к риску, ответственность, исполнительность, умение работника адекватно оценивать ситуацию на рынке труда, умение вести диалог с работодателем, умение презентовать себя, умение написать резюме и т.д. Наиболее яркие индивидуальные качества становятся конкурентными преимуществами на рынке труда.

К основным конкурентным преимуществам, то есть качествам, которые входят в понятие конкурентоспособной личности, предлагаемые различными

авторами (Л.А. Емельянова, Т.А. Гостилович, Л.Н. Макарова, М.Б. Кравченко, Л.М. Митина, П.Н. Шихирев, В.И. Андреев, В.А. Кручинин и др.), относятся: коммуникабельность, целеустремленность, работоспособность и трудолюбие, рискованность, ответственность и независимость, стрессоустойчивость, креативность, уверенность в себе и лидерские качества, рефлексивность, внимательность, способность к саморегуляции, культурно-нравственные качества, способность к саморазвитию, нацеленность на конечный результат.

По своей сущности конкурентоспособность ассоциируется с успешностью человека, как в профессиональной, так и в личной сферах. Данное понятие соотносится в научной литературе с такими категориями, как профессиональная компетентность (М.А. Чошанов, М. Linard, F. Rope), социальная компетентность (Г.В. Мухаметзянова, В.Ш. Масленникова, П.Н. Осипов, Т.М. Трегубова и др.), личностная компетентность (Е.В. Бондаревская, О.С. Гребенюк, Ю.М. Орлов и др.). Представляет интерес психологическая концепция профессионально-личностного развития (Л.М. Митина), которая трактует конкурентоспособность личности как интегральное свойство, характеризующееся совокупностью личностных качеств, позволяющих специалисту быть более успешным на рынке труда по сравнению с другими, обладающими аналогичной подготовкой.

Положения указанной концепции нашли дальнейшее развитие в исследованиях В.И. Андреева [2], Б.Д. Парыгина [3] и др., в которых конкурентоспособность определяется авторами как комплексное свойство, имеющее свои ресурсы: возраст, психофизическое здоровье, внешность, способности, уровень интеллекта, запас энергии, а также нравственные составляющие: систему ценностей, верований, личных ограничений и пр.

Анализ социологической, философской, психологической и педагогической литературы позволил заключить, что конкурентоспособность трактуется как основа стабильности общества [4]; синтез интегрально характеризующих ее способностей и личностных качеств, обеспечивающих успешную социализацию в обществе и активную адаптацию на рынке труда [5]; образование, формирующееся в течение жизни человека, обусловленное социальным воздействием (О.В. Душкина); умение видеть долгосрочную перспективу (Дж. Найсбит).

В психологии конкурентоспособность понимается, как способность предвидеть, обновляться и использовать все возможности для развития (Л.М. Митина); продуцировать инновационные идеи, теории, технологии, способствовать успешному развитию общества (И.Д. Ладанов, В.А. Пронников); способность разрешать проблемы путем сопоставления, столкновения, согласования, взаимообогащения предметных позиций взаимодействующих партнеров (Т.В. Куприянова).

В педагогических исследованиях (В.И. Андреев, С.А. Борисенко, Н.В. Борисова, О.В. Душкина, Э.Ф. Зеер, Н.В. Матяш, В.А. Оганесов, О.И. Полькина, Н.Э. Пфейфер, М.В. Семенова, С.М. Ширококов, Н.В. Фомин, Д.В.

Чернилевский и др.) конкурентоспособность раскрывается через приоритетные, стержневые качества личности: четкость целей и ценностных ориентаций, трудолюбие, творческое отношение к делу, способность к риску, независимость, лидерство, стремление к непрерывному саморазвитию, стрессоустойчивость, стремление к непрерывному профессиональному росту и высокому качеству продукта своего труда.

Таким образом, можно констатировать, что конкурентоспособность личности – это интегральная характеристика, представляющая собой совокупность качеств личности, определяющих ее способность осуществлять определенную деятельность эффективнее других, выгодно отличающая его от других участников конкуренции.

Процесс профессионального становления личности начинается в процессе обучения, поэтому далее будем рассматривать становление конкурентоспособности специалиста авиационной отрасли как сложный, динамичный процесс, обусловленный значительным количеством факторов (политических, социальных, материально-финансовых, психологических, педагогических и т.д.) и описываемый в виде взаимодействия множества элементов, интегрированных в единое целое. Именно поэтому мы можем рассматривать её становление в виде целостной системы, обладающей определенной структурой, представленной основными компонентами конкурентоспособности специалиста: мотивационно-личностным, содержательно-процессуальным и рефлексивно-оценочным.

Остановимся на интерпретации каждого из выделенных нами компонентов.

Мотивационно-личностный компонент выражает активно-позитивное отношение к деятельности, служит тем стержнем, вокруг которого конструируются основные свойства и качества личности профессионала. Отчетливое и многоплановое представление о роли конкурентоспособности в профессиональном становлении работника создает благоприятные предпосылки для успешного овладения профессионально значимыми знаниями, умениями и навыками.

В содержательно-процессуальный компонент входит умение правильно осмыслить цель предстоящей деятельности, четко ее сформулировать, понять её сущность и значение и, кроме того, выбрать оптимальный способ достижения требуемого результата. Данный компонент составляют профессиональные знания, умения и навыки, а также социально и профессионально значимые качества личности, определяющие направленность учебно-образовательного процесса в целом, формирование опыта профессиональной деятельности.

Рефлексивно-оценочный компонент выявляет готовность личности к развитию конкурентоспособности, отражает ее возможности при реализации этого процесса. В содержание этого компонента также входит самооценка своей подготовленности и соответствие профессиональным требованиям. Это

является действенным стимулятором проявления активности и самостоятельности. Осуществление самоконтроля на основе сравнения результатов деятельности с ее целями, позволяют подняться на более высокий уровень управления собственной деятельностью, создает предпосылки для самообразования и саморазвития.

Исходя из вышеизложенного, нами обоснованы критерии и показатели конкурентоспособности будущего специалиста, соотнесенные с ее компонентами (табл. 1).

Представленную последовательность определения критериев и уровней конкурентоспособности будущего специалиста следует рассматривать лишь как определенную линию потенциала профессиональной подготовки, в которой всегда присутствует возможность ее преодоления, обогащения новыми требованиями и методологическими подходами, а также спецификой будущей профессиональной деятельности.

Таким образом, анализ такого сложного и многомерного понятия, как конкурентоспособность, показал, что данная проблема активно изучается отечественными и зарубежными учеными. Авторы подчёркивают, что эта категория не находится в застывшем состоянии, а является постоянно развивающимся процессом совершенствования субъекта профессиональной деятельности. Рассмотрение её содержания и составных компонентов учёные связывают с рядом подходов: системного, деятельностного, профессионально-личностного, компетентностного и др. Причём одни из них акцентируют внимание на содержательном компоненте – приобретении знаний, другие отводят главенствующую роль практической деятельности – развитию профессиональных умений; третьи выделяют профессионально-личностные качества. Проанализировав научные труды по проблеме исследования, мы пришли к выводу, что понятие «конкурентоспособность специалиста гражданской авиации» – это интегральная характеристика личности, выражающаяся в совокупности её мотивов, а также социально и профессионально значимых качеств, определяющих успешность профессиональной деятельности в условиях требований и запросов работодателей и рынка труда авиационной отрасли. Это означает, что сущность понятия «конкурентоспособность специалиста» раскрывает те индивидуальные характеристики человека, от которых зависит успешность выполнения профессиональной деятельности, обеспечивающая ему преимущества перед другими в условиях конкуренции.

Таблица 1. Критерии и показатели становления конкурентоспособности специалиста в процессе обучения.

Компонент	Критерии и их содержание	Показатели
Мотивационно-личностный	<p>Мотивационный:</p> <ul style="list-style-type: none"> - мотивация учебно-профессиональной деятельности; - мотивация достижения; - цели и потребности учебно-профессиональной деятельности; - потребность в саморегуляции поведения и деятельности; - потребность в саморазвитии. 	<ul style="list-style-type: none"> - уровень мотивации профессиональной деятельности; - уровень мотивации учебной деятельности; - развитость познавательных потребностей; - отношение к будущей профессиональной деятельности как к личностной и социальной ценности; - степень выраженности стремления к достижению успеха; - превалирование мотива достижения успеха над мотивом избегания неудач.
Содержательно-процессуальный	<p>Функциональный:</p> <ul style="list-style-type: none"> - знания, умения и навыки общепредметного, общепрофессионального и специального характера; - социально и профессионально значимые качества личности (специфика). 	<ul style="list-style-type: none"> - объем и качество знаний, умений и навыков и их соответствие требованиям государственного образовательного стандарта; - качества личности (специфика); - организаторские способности; - способность решать профессиональные задачи на уровне инноваций и творчества; - владение приемами конструктивного профессионального и межличностного общения.
Рефлексивно-оценочный	<p>Рефлексивный:</p> <ul style="list-style-type: none"> - самооценка; - самоконтроль и самоанализ; - управление саморазвитием и профессиональным ростом. 	<ul style="list-style-type: none"> - способность проектировать свое профессиональное развитие; - способность к саморегуляции поведения и деятельности; - осознание себя как субъекта учебно-профессиональной деятельности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сотникова С.И. Конкурентоспособность рынка труда: генезис социально-экономического содержания // Маркетинг в России и за рубежом. № 2, 2006. – С. 49-56.

2. Андреев В.И. Конкуренгология, Учебный курс для творческого саморазвития конкурентоспособности. /В.И. Андреев. – Казань: Центр инновационных технологий, 2004. – 468 с.
3. Парыгин Б. Д. Социальная психология. Истоки и перспективы / Б. Д. Парыгин. – СПб: СПбГУП, 2010. – 533 с.
4. Костина А.В., Флиер А.Я. Тернарная модель культуры // Костина А.В., Флиер А.Я. Культура между рабством конъюнктуры, рабством обычая и рабством статуса. М.: Согласие, 2011. – 680 с.
5. Мухамеджанова Н.М. Личность в зеркале синергетики //CREDO NEW. Теорет. журнал. 2004. – <http://credonew.ru>

Именной указатель

- А**
Акчурин М.Р.167.
- Б**
Баранов Н.А.12, 35
- В**
Вишнякова А.А.203
- Г**
Глаговский К.А.108, 114
- Д**
Додонов К.Н.100
- Е**
Егорова А.А.167
Емельянов В.Е. ..91, 127, 139, 146
- З**
Захарова О.Г.197
- И**
Иутин О.В.121
- К**
Кашковский В.В.51, 151
Кивокурцев А.Л.65
Клычков А.О.127
Косачевский С.Г.197
Косолапов А.М.77
Кузнецов С.Н.26
Кузнецова Н.Б.179
- Л**
Лавина В.В.114
Лашин В.Ю.71
- М**
Макин Ю.И.46
Моисеев О.В.108, 133
Морозов И.В.26
- Морозова О.О.182
- Н**
Нацубидзе С.А.56
Нечаев Е.Е.40
Никитенко Ю.В.12, 35
Никитин И.В.173
- П**
Палаткина А.В.186
Пилиневич Л.П.191
Полотнянщиков И.А.139
Преображенская Е.В.114
Пунт В.А.40
- Р**
Резник Т.М.191
Решетов С.А.71
Рудельсон Л.Е.108, 121, 133
Рыжков Д.А.81
- С**
Саввина А.М.46
Скоробогатова М.В.156
Соколов О.А.87
Солозобов М.Е.91, 96
Степанова Н.И.186
Сущенко А.А.162
- Т**
Тхорь В.А.146
- У**
Устинов В.В.51, 151
- Ф**
Фан Ван Туан19
Франтасов Д.Н.77
- Х**
Хайнацкий И.В.173

Ч	
Чинючин Ю.М.	100
Чуракова Н.Г.	121

Ш	
Шутова Т.А.	208
Шушарин В.А.	156

Я	
Ягодкина М.В.	133

Для заметок

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИИ - 2012

Сборник трудов
Всероссийской научно-практической интернет-конференции преподавателей,
научных работников и аспирантов
1 марта 2012г.

	Подписано в печать 30.04.2012	
Печать трафаретная	Формат 21x29/2	13,01 уч.-изд. л.
109 п. л.	Заказ № 208	Тираж 75 экз.

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации
664047, г. Иркутск, ул. Коммунаров, д.3*

*Редакционно-издательский отдел
664050, г. Иркутск, ул. Байкальская, д.261 «А»*

ISBN 987-5-9902240-4-9

© ИФ МГТУ ГА, 2012