

**ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**



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

**I-я Научно-практическая конференция
преподавателей, научных работников и аспирантов
26 ноября 2009 г.**

Иркутск – 2009

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ**

**ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

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

СБОРНИК ТРУДОВ
I-й Научно-практической конференции
преподавателей, научных работников и аспирантов
26 ноября 2009 г.

Иркутск – 2009

ББК 39.5

УДК 629.7

Редакционная коллегия

Ответственный редактор – канд.техн.наук, проф. Скрыпник О.Н.

Члены редколлегии – канд. физ.-мат. наук Богданович Д.В.

канд. техн. наук, доц. Кривель С.М.

канд. филос. наук, доц. Барбашова Л.Ю.

канд. техн. наук, доц. Мишин С.В.

канд. физ.-мат. наук, доц. Хазанов Д.В.

канд. техн. наук Лежанкин Б.В.

Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России. Сборник трудов I-й Научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов. 26 ноября 2009г. – Иркутск.: ИФ МГТУ ГА, 2009. – 256с.

ISBN 987-5-9902240-1-8

В сборнике представлены доклады I-й Научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов, заявленные на конференцию в рамках работы секций «Авиационные электросистемы и пилотажно-навигационные комплексы», «Летательные аппараты», «Авиационное радиоэлектронное оборудование» и «Социально-экономические дисциплины».

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.

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

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ	8
Мухопад Ю.Ф., Суржик В.В. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ В СИБИРСКОМ РЕГИОНЕ	8
Акулов О.В., Кривель С.М., Курганский В.Г. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭКРАНОПЛАНА СХЕМЫ «УТКА» ОРИГИНАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ РАЦИОНАЛЬНЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ И ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	16
Смирнова Т.В. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РЕГИОНАЛЬНОГО ТРАНСПОРТА	22
СЕКЦИЯ «АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»	34
Мишин С.В., Мишина И.В. ОСОБЕННОСТИ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ	34
Кивокурцев А.Л. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ВОЗМОЖНОСТЬ СЕРТИФИКАЦИИ ЦИФРОВЫХ ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ	42
Голованов И.Г., Сазонова Н.Г. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАГНИТНОГО КУРСА В ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА	50
Мухопад А.Ю., Мухопад Ю.Ф., Дунаев М.П. МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ БОРТОВОГО ЭЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСА САМОЛЕТОВ	57

Устинов В.В., Кашковский В.В. ДИАГНОСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОНТРОЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ СВОЙСТВ КРЫЛА ВОЗДУШНОГО СУДНА	60
Шелковников В.Н. ТЕРМОБАТАРЕЯ, КАК АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ	65
Круглов С.П. ВОПРОСЫ АДАПТИВНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ ПИЛОТИРОВАНИЯ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ	68
Сизых В.Н., Чигвинцев А.А. МЕТОДИКА СИНТЕЗА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ВОЗДУШНОГО СУДНА С ЕСТЕСТВЕННЫМИ СВОЙСТВАМИ АДАПТАЦИИ ПОД ЭТАЛОННУЮ МОДЕЛЬ	79
Попов В.М. КОМПЕНСАЦИЯ СДВИГА ВЕТРА АДАПТИВНОЙ САУ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ САМОЛЕТА	87

**СЕКЦИЯ
«ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ»** 96

Донцов В.Г. УПРУГАЯ ПОДВЕСКА КРЫЛА САМОЛЕТА И ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА ПЕРЕГРУЗКИ	96
Гудков А.С., Одареев В.А. ОЦЕНКА АЭРОДЕМПФИРУЮЩИХ СВОЙСТВ ЭКРАНОПЛАНА .	99
Суржик В.В. ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛЕЙ ЭКРАНОПЛАНОВ НА ОТКРЫТОЙ ВОДЕ С ЗАПИСЬЮ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ	102
Кривель С.М. ПРОБЛЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОХООБТЕКАЕМЫХ ОБЪЕКТОВ С ПРОИЗВОЛЬНЫМИ КИНЕМАТИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ ДВИЖЕНИЯ	110

Кашковский В.В. СТАТИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ	118
Ходацкий С.А. К ВОПРОСУ О ЗАЩИТЕ КОМПРЕССОРА ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПОПАДАНИЯ ПТИЦ	124
Исаев А.И., Щеглова Н.С., Дроздов А.В. ВИХРЕВОЙ ПРИНЦИП ОРГАНИЗАЦИИ ОБРАТНЫХ ТОКОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД	130
Забобин В.В. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ВЫНОСЛИВОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	139

**СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ БОРУДОВАНИЕ» 150**

Агарышев А.И., Зверев А.Г. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ИРКУТСКОЙ ОБЛАСТИ	150
Туринцев С.В. АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АТ ПО ДАННЫМ КАРТОЧЕК УЧЕТА НЕИСПРАВНОСТЕЙ	158
Рыжков Д.А., Татаринов П.В. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ СРНС	160
Лежанкин Б.В., Малисов Н.П. АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ МЕТЕОНАВИГАЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА	165
Карабенцев В.А., Афраймович Э.Л. АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ АНТЕННЫХ СИСТЕМ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ СРНС	172

Межетов М.А., Базаржапов А.Д. ВОЗМОЖНОСТИ КОМПЕНСАЦИИ ИОНОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ВС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРНС	179
Ерохин В.В., Слепченко А.П. ОПТИМИЗАЦИЯ УСЛОВИЙ НАВИГАЦИОННОГО СЕАНСА НА ОСНОВЕ СИНТЕЗА АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ВС ПО КУРСУ	188
Богданович Д.В., Зиянгиров А.Д. ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ СОСТАВЛЕНИЯ РАСПИСАНИЙ	195
Сосновский М.Ю. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ СРНС ГЛОНАСС	202
Патрикесев О.В. ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СЕТЕЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УВД ГА	209
Патрикесев О.В. СТРУКТУРА БОРТОВОГО ТЕРМИНАЛА ПЕРСПЕКТИВНОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ УВД ГА	216
СЕКЦИЯ «СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ДИСЦИПЛИНЫ»	222
Андросова Е.Г. СТРАТЕГИЯ МАРКЕТИНГОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ МИРНИНСКОГО АВИАПРЕДПРИЯТИЯ ЗАО АК «АЛРОСА»	222
Гордеева Е.П. ПРИНЯТИЕ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ В ПРОЦЕССЕ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА ПЕРСОНАЛА В АВИАКОМПАНИИ	226
Иванова Е.В. РЕАЛИЗАЦИЯ СТРАТЕГИИ РИСК-МЕНЕДЖМЕНТА В УСЛОВИЯХ ФИНАНСОВОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ (НА ПРИМЕРЕ АВИАКОМПАНИИ «ИрАэро»)	230

Кириллов Р.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ОРГАНИЗАЦИИ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ АВИАКОМПАНИИ «УРАЛЬСКИЕ АВИАЛИНИИ»	236
Кременецкая А.Д. ОРГАНИЗАЦИЯ СТРУКТУРИРОВАНИЯ ГРУЗОВОГО БИЗНЕСА В СОСТАВЕ АВИАКОМПАНИИ «ИрАэро»	241
Лосева Т.Б. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗОНЫ НАЛОГОВОГО КОМФОРТА ПО ОСНОВНЫМ НАЛОГАМ АВИАКОМПАНИИ «ИрАэро»	246
Именной указатель	253

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Председатель – кандидат технических наук, профессор Скрыпник О.Н.

УДК 656.7.025

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ В СИБИРСКОМ РЕГИОНЕ

Мухопад Ю.Ф., Суржик В.В.

Иркутский государственный университет

путей сообщения (ИрГУПС)

Surzhik_vv@irgups.ru

Статья посвящена актуальной проблеме развития транспортной системы Сибирского региона посредством интеграции авиационного, железнодорожного, водного и автомобильного транспорта в единую транспортную систему и внедрение в эту систему экранопланов второго поколения, в частности самостабилизирующихся экранопланов. Отмечено, что эта интеграция может стать могучим стимулом развития неосвоенных регионов, позволит организовать контейнерную доставку грузов «от двери до двери» и обеспечит национальную безопасность страны.

Базовым стержнем транспортной системы любой высокоразвитой страны, как известно, является железнодорожный и воздушный транспорт. В среднем на 1 тыс.кв.км в США приходится 22,7 км. железных дорог, в Японии – 73,1 км, в Германии 124,8 км., а в России 5,1 км. И в то же время плотность железных дорог Сибирских регионов и Дальнего Востока в России в 8-10 раз ниже, чем в европейских регионах. Поэтому стратегический курс развития транспортной системы для России не может быть заимствован от западных стран. Для поддержания транспортной связи с отдаленными пунктами для России в условиях, когда малая авиация практически прекратила свое существование необходимо решить проблему круглогодичного использования в первую очередь речной системы на базе новых концепций с использованием современных и перспективных транспортных средств. Использование только одного железнодорожного пути через всю Россию от Дальнего Востока, через Сибирь и Европейскую часть решает задачи межгосударственных перевозок, а при весьма слабом развитии автомобильных дорог и отсутствия малой авиации, не позволяет решить в комплексе задачу транспортных перевозок к удаленным регионам Сибири, тундровым зонам Севера и труднодоступным береговым зонам Дальнего Востока [1]. А именно в этих зонах и расположены наиболее масштабные залежи углеводородного сырья, и других полезных ископаемых. Авторы считают, что важнейшим звеном интеграции и развития всей транспортной системы России является использование нового вида

транспортных средств. Развитие экранопланостроения, как нового вида наукоемкой продукции позволит поставить новые задачи и одновременно решить вопросы развития машиностроения на базе нанотехнологий. Позволит поднять индустрию создания новых материалов в промышленности слаборазвитых регионов, так как строительство экранопланов вместимостью 15-20 пассажиров по силам освоить малым судостроительным заводам Сибири, практически прекратившим свою деятельность в перестроечный период.

В последние годы объем финансирования научных исследований в большинстве ВУЗов Сибири существенно снизился, в то же время более двух третьих научного потенциала сосредоточено в ВУЗах. Поэтому развитие экранопланостроения ставит задачи “загрузки” научного потенциала Сибирского региона.

Попытки использовать благоприятное влияние экранного эффекта были сделаны немецкими авиационными специалистами еще в 1932 году при испытании тяжелой летающей лодки ДО-Х на Северном море, а в середине 30-х годов финским инженером Т. Каарио построен первый аппарат, основанный на использовании экранного эффекта.

Разработкой экранопланов и экранолетов занимаются Россия, Германия, Япония, Швейцария, Швеция, Китай, Тайвань, Австралия.

В России головными разработчиками экранолетов являются бывшее ЦКБ по СПК в г. Нижний Новгород и таганрогский авиационный завод ТАНТК им. Р. Бартини. В Центральном конструкторском бюро по судам на подводных крыльях (ЦКБ по СПК) под руководством Р. Алексеева в 60-х годах были созданы экранолеты “Орленок” и “Лунь”. В 70-е годы было изготовлено и продано в аэродинамической трубе более 200 моделей экранолетов схемы “летающее крыло”. В результате в 2000 г. на нижегородском авиастроительном заводе “Сокол” появился 8-местный экраноплан “Волга-2” конструкции В. Дементьева. Было продано 3 единицы по 120 тыс. \$ USD. На базе этого экранолета, по информации А. Москалика, с 1993 года при финансировании тайваньского бизнесмена создано 12 экранолетов “Акваглайд”. Эти экранолеты были проданы в США в Норфолк и на Багамские острова

Группа компаний “Аlien”, получившая патент на использование нескольких модификаций экранолетов, под руководством председателя совета директоров А. Гаккель планирует продавать экранолеты западным компаниям. Стоимость головного экранолета на 40 пассажиров оценивается в 7–9 млн. \$ USD, а серийного 4,5–5 млн.

Сейчас на базе Чкаловского филиала ЦКБ по СПК при финансировании “Арктическо-транспортной компании” под руководством Р. Нагапетяна и председателя совета директоров В. Иваненко готовятся проекты на 50 и на 200 пассажиров.

В 2004 году финансово-промышленная группа “Скоростной флот” (ЦКБ по СПК им. Алексеева и судостроительный завод ОАО “Волга”) заключили с Вьетнамом договор о проектировании катера-экраноплана “Волга-2”.

В г. Таганроге под руководством Р. Бартини в 60-х годах был создан экранолет с шасси на воздушной подушке ВВА-14 "Змей Горыныч" с вертикальным взлетом и посадкой. Он должен был иметь 2 маршевых и 12 подъемных двигателей. Первый полет ВВА-14-1М в самолетном режиме состоялся 4 сентября 1972 года. Испытания продолжались с 1972 г. по 1975 г., налетали свыше 103 часов при 107 полетах в самолетном режиме. К сожалению, из-за непоставки подъемных двигателей, ВВА-14-1М так и не был испытан в режиме взлета и посадки на воде. Одновременно Р. Бартини разработал проект "идеального транспорта" – "Проект-2500". Это должен был быть самолет-амфибия взлетного веса 2500 т. с центропланом, выполненным по схеме "летающее крыло", и с вертикальным взлетом и посадкой.

По информации первого заместителя генерального директора КБ ТАНТК им. Бериева В. Кобзева, в 2003 году в КБ приступили к разработке нового экранолета по схеме "летающее крыло" со взлетным весом в 2500 т. и крейсерской скоростью 450 км/ч.

Созданием экранопланов и экранолетов в основном "самолетной" схемы и реже схемы "летающее" крыло занимались в Москве, Николаеве, Казани, Саратове, Комсомольске на Амуре, Иркутске.

Созданием экранолетов занимались А.Липпиш и Г.Йорг. Экранолеты Липпиша X-112, X-113, X-114 выполнены по "самолетной" схеме, а 2-х местный экраноплан Г. Йорга "Флербоут" по схеме "тандем".

В Китае начиная с 1996 г. тема экранолетов включена в правительенную программу развития высоких технологий "Факел". За все время в Китае построено около сотни различных экранолетов для эксплуатации на внутренних водоемах и на прибрежных морских акваториях. Грузоподъемность этих экранолетов находится в широком диапазоне – от одноместных до аппаратов типа FLHRO-PB на 150 мест. Большинство китайских экранолетов создано по прототипу российского экранолета "Волга-2".

В 1970-е годы американцы массированными публикациями провозглашали о бесперспективности создания экранопланов и экранолетов. А в 1990-е годы те же американцы, проанализировав перспективность использования экранопланов и экранолетов, пришли к выводу о значительном отставании США в области экранопланостроения, и конгресс США создал специальную комиссию, призванную разработать план действий по ликвидации "русского прорыва". В результате переговоров с правительством России, американцев допустили на испытательную базу в г. Каспийске, где они детально отсняли на фото и видеопленку подготовленный к вылету экранолет "Орленок". После этого визита американцы начали разработку своих собственных экранолетов. Компания "Boeing" начала работы над гигантским экранолетом "Ультра" 152 м. в длину и 106 м. в ширину.

Внедрение пассажирских судов на подводных крыльях (СПК) в конце прошлого века коренным образом модифицировало пассажирские перевозки,

сделав их привлекательными для пассажиров и рентабельными для государства. За пятьдесят лет, прошедшие с момента массового внедрения на морском и речном флотах пассажирских СПК, по проектам нижегородского центрального конструкторского бюро по СПК построено более 2000 судов типа "Ракета", "Метеор", "Комета" и других и более 3000 катеров на подводных крыльях типа "Волга". В настоящее время с особой остротой стоит вопрос развития перевозок в регионах, где есть большие и малые реки и где они пересекаются с железнодорожными и автомобильными магистралями.

Следует отметить, что в Европе и особенно России наступила эпоха возрождения внутреннего водного транспорта. Это определяется в первую очередь тем, что перевозки одной тонны груза по воде в 25 раз требуют меньше затрат энергии чем автомобильный транспорт, а кроме того снижается экологическая безопасность, шумовые и зрительные помехи. Однако проигрыш в линейной скорости водного транспорта автомобилям и железнодорожному транспорту является существенным моментом, снижающим его быстрое развитие.

Все эти факторы по другому должны быть оценены по отношению к экранопланам, средняя скорость которых составляет 250-850 км/ч. Низкая стоимость, высокая экономичность, круглогодичность эксплуатации, экологическая чистота, потребность в минимальной инфраструктуре определяют его существенное преимущество перед другими традиционными видами транспорта. Экранопланы в 2-3 раза экономичнее самолетов, вертолетов и аппаратов на воздушной подушке. При этом экранопланы второго поколения обладают режимом самостабилизации что определяет их повышенный уровень безопасности и комфортности за счет отсутствия качки от воздействия волн и атмосферных возмущений. Плавучесть, остойчивость и непотопляемость экранопланов соответствует требованиям, предъявляемым к кораблям. Реки России имеют естественные ограничения по срокам навигации, в отличие от рек Европы и США на которых навигация круглогодичная. В северных, Дальневосточных и Сибирских регионах ледостав прерывает судоходство на значительный период, в то время как для экранопланов гладкая поверхность замерзших рек и водоемов представляет собой удобную транспортную сеть для доставки грузов в отдаленные населенные пункты к местам добычи углеводородов и других природных ресурсов.

Для решения комплекса научно-прикладных задач наилучшим образом может быть использована интеллектуальная мощь Сибирского и Байкальского центров академии инженерных наук России, технологической академии и других научно-производственных коллективов.

Коммерческий результат от внедрения экранопланов в транспортную систему может превзойти любые смелые прогнозы. Возможная схема применения экранопланов в транспортной системе [2]:

– экранопланы взлетного веса от 1 до 30 т могут выполнять экскурсионно-туристические, санитарные и почтовые рейсы, доставку грузов в трудно-

доступные регионы, разведку полезных ископаемых, спасательные операции; “экономическая” высота полета – 0,7–3 метра;

– экранопланы взлетного веса от 30 до 150 т могут выполнять: экскурсионные и грузопассажирские перевозки, разведку полезных ископаемых и рыбных запасов, операции по спасению терпящих бедствие на воде; “экономическая” высота полета – 3–7 метров;

– экранопланы взлетного веса от 150 до 500 т могут выполнять: межконтинентальные грузовые и грузопассажирские перевозки, спасательные операции на воде и перевозку негабаритных, сыпучих и жидких грузов, а также экранопланы можно использовать в качестве мобильных баз-складов и центров; “экономическая” высота полета – 7–12 метров;

– экранопланы взлетного веса от 500 до 1000 т и выше могут использоваться: для межконтинентальных грузовых и грузопассажирских перевозок, для перевозки тяжелых негабаритных грузов, “экономическая” высота полета – 12–20 метров.

Приведем таблицу сравнения характеристик экраноплана СДП–12 на 200 пассажиров с самолетами Ту–154М и Бе–200.

№ п/п	Характеристики	Ту–154М	Бе–200	СДП–12	Примечания
1	Взлетный вес $G_{взл}$ (тн.)	104	41	70	
2	Вес полезной нагрузки $G_{пол.нагр} = (G_{пасс} + G_{груза})$ (тн.)	18	6	30	
3	Количество пассажиров $N_{пасс}$ (чел.)	160	44	200	
4	Вес топлива максимально $G_{топл.}$ (тн.)	39,75	12,5	20	
5	Относительный вес полезной (платной) загрузки $\bar{G}_{платн}$	0,173	0,146	0,43	
7	Крейсерская скорость $V_{крейс.}$ (км/час)	900	520	400	
8	Дальность полета $L_{пол. максим.}$ (км)	5395	1500	5021	
9	Стоимость перевозки 1тн. полезного груза на 1 км. пути $\mathcal{Ц}_{перев. платн. груза}$ (руб.)	8,865	26,7	2,4	По ценам на сентябрь 2009 года

В начале 70-х годов прошлого века в г. Иркутске в содружестве с Иркутским вычислительным центром, Иркутским государственным университетом, Иркутским политехническим институтом и Иркутским авиационным заводом были начаты теоретические и экспериментальные работы по созданию самоходных экранопланов компоновочной схемы “утка” для эксплуатации на реках Сибири [3]. Созданию первого сибирского экраноплана АДП–04 в 1970 г. (рисунок 1.) предшествовал большой цикл

модельных испытаний за катером-буксировщиком, где отрабатывались основные геометрические параметры экранопланов компоновочной схемы "утка" (авторское свидетельство № 466722 (СССР), 1973 г.). На рисунке 3 представлена фотография модели океанского экраноплана схемы "утка" на испытаниях. Испытания этой модели показали высокое аэродинамическое качество (в районе $K=30$) и хорошие характеристики устойчивости.

Результаты модельных испытаний и испытания модифицированного экраноплана АДП-04М (рисунок 1.) на льду оз. Байкал экспериментально подтвердили высокие самостабилизирующие свойства экранопланов компоновочной схемы "утка" и стали основой для создания малого опытного пассажирского экраноплана АДП-05 "Орфей" (рисунок 2.) (авторское свидетельство № 915372 (СССР), 1980 г.). Глубокая убежденность в самостабилизирующих свойствах экранопланов схемы "утка" появилась у проектировщиков и создателей экраноплана после того как в первых полетах АДП-04 самостоятельно взлетал, летал по кругу диаметром 300-400 м. и самостоятельно садился и опять взлетал, в то время, когда на его борту не было пилота. Эти первые полеты остались в памяти неизгладимые впечатления.

Сборка экраноплана АДП-05, а затем АДП-05М велась на Ангарской экспериментальной базе, а испытания проводились на льду Братского водохранилища. Испытания показали, что экраноплан движется устойчиво в различных эксплуатационных ситуациях. Успешные испытания буксируемых моделей и пилотируемых моделей АДП-04М и АДП-05М, имеющих массы 32 кг., 320 кг. и 3500 кг. соответственно, обеспечили получение экспериментальной информации о характеристиках масштабной серии экранопланов схемы "утка", позволяющей с высокой степенью достоверности прогнозировать тактико-технические характеристики экраноплана.

В процессе испытаний моделей экранопланов менялись геометрические размеры агрегатов и центровка моделей и определялись значения конструктивных параметров, при которых происходила потеря устойчивости. Проведен параметрический синтез систем дифференциальных уравнений продольного движения экранопланов различных компоновочных схем с учетом частных критериев оптимальности и определялись границы устойчивости в зависимости от геометрических параметров схемы \bar{S}_2 и \bar{L}_2 (где \bar{S}_2 – отношение площади вспомогательного крыла к площади основного крыла, а \bar{L}_2 – отношение расстояния от центра тяжести до центра давления вспомогательного крыла к расстоянию от центра тяжести до центра давления основного крыла для экраноплана схемы "утка").

По результатам проведенных расчетов зон устойчивости экранопланов получены патенты [4] и [5] для экранопланов компоновочной схемы "утка", [6] для экранопланов схемы "обратная утка" и для экранопланов "самолетной" схемы [7].

В настоящее время построен прототип промышленного экраноплана СДП-09 на 10 пассажиров (рисунок 4). Экраноплан прошел первый этап испытаний и

в настоящее время его необходимо переоборудовать новыми роторными автомобильными двигателями и продолжить испытания.

В результате многолетнего опыта работы по созданию и испытаниям экранопланов и их буксируемых моделей в иркутской школе накоплен богатейший материал, который будет использован при создании серии экранопланов совместно с СибНИА.

Байкальские Экономические Форумы (БЭФ), проходившие в Иркутске в 2004 г. и в 2006 г., убедительно показали необходимость создания в стране глобальной транспортной системы, объединяющей все существующие виды транспорта в единую функциональную систему для обеспечения национальной безопасности и для решения экономических и социальных проблем.

Президент России потребовал создания хорошо развитой транспортной инфраструктуры, использующей геофизические особенности положения Российской Федерации для того, чтобы Россия стала надежным геополитическим мостом в экономических отношениях стран Запада и Востока.



Рисунок 1. Экраноплан АДП – 04М в полете на оз. Байкал.



Рисунок 2. Экраноплан АДП – 05 “Орфей”.



Рисунок 3. Модель океанского экраноплана на испытаниях.



Рисунок 4. Экраноплан СДП – 09.

В этой связи особый интерес представляет создание такого вида транспорта, который решал бы задачи обеспечения транспортными магистралями промзоны с территориями залежей сырья и с отдаленными малодоступными регионами. Этим транспортом могут стать высокоскоростные, всепогодные, недорогие, надежные экранопланы самостабилизирующихся схем. Они не требуют создания ни аэродромов, ни железнодорожных путей сообщения, ни насыпных дорог. Зона их использования – это русла рек, прибрежные морские зоны, озера, тундра, степи и любые относительно ровные участки суши.

Создание и объединение транспортных потоков экранопланов с автомобильными, железнодорожными магистралями и с авиационным транспортом станет могучим стимулом развития неосвоенных регионов Сибири с обеспечением национальной безопасности России.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аналитический доклад БЭФ. Коллективная монография. (2006). Транспортно-промышленное освоение Сибири и Дальнего Востока – системный фактор прорывного развития экономики России, ее интеграции в мировую систему, ИЭОП СО РАН.
2. Суржик В.В. (2004). О возможности внедрения в транспортную систему экранопланов компоновочной схемы “утка”. Геополитические и социально-экономические проблемы создания международных транзитных транспортных коридоров. Монография Байкальского Экономического Форума том 1. Российская Федерация, 383–386.
3. Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Орлов И.И. (2006). Экранопланы в условиях сибирского климата. Труды III Евразийского симпозиума по проблемам прочности материалов и машин для регионов холодного климата. Часть VI., Якутск, Российская Федерация 10–20.
4. Патент на изобретение № 2224671 (РФ), Самостабилизирующийся экраноплан. / Закрытое акционерное общество “Технологии СДП”: авт. патента Суржик В.В. и др. Приоритет от 09.01.2003. № 2003100793.
5. Патент на изобретение № 2362693 (РФ). Самостабилизирующийся экраноплан / ООО Байкальский научно-инженерный центр: авт. патента Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Ремизов С.М. Приоритет от 27.03.2007. № 2007111299.
6. Патент на изобретение № 2368522 (РФ). Самостабилизирующийся экраноплан / ООО Байкальский научно-инженерный центр: авт. патента Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Величко И. И. Приоритет от 31.07.2007. № 2007129449.
7. Патент на изобретение № 2368521 (РФ). Экраноплан “Самолетной” схемы/ ООО Байкальский научно-инженерный центр: авт. патента Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф. Приоритет от 31.07.2007. № 2007129448.

УДК 629.7.015.7

**АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭКРАНОПЛАНА
СХЕМЫ «УТКА» ОРИГИНАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ
С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ РАЦИОНАЛЬНЫХ
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ И ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК**

Акулов О.В., Кривель С.М., Курганский В.Г.

Кафедра летательных аппаратов,

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

krivel66@mail.ru

В работе представляется обзор методик и результатов аэродинамического проектирования экраноплана схемы «утка». Проектирование основано на результатах исследований в аэродинамической и гидродинамической трубах, математического моделирования.

Традиционно одним из главных преимуществ экраноплана перед другими транспортными средствами (самолетами, судами на воздушной подушке и т.п.) считается потенциально высокое аэродинамическое качество. Анализ относительно удачных конструкций экранопланов позволяет сделать вывод о том, что высокого аэродинамического качества достичь не удается. Главными причинами являются необходимость обеспечения удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости экраноплана и решения проблем взлета с водной или твердой подстилающей поверхности. Авторами на экспериментальной базе Иркутского ВВАИУ был выполнен ряд работ по определению аэродинамических характеристик и особенностей обтекания экраноплана базовой компоновки, оптимального взаимного размещения и геометрических параметров компоновки (рисунок 1).

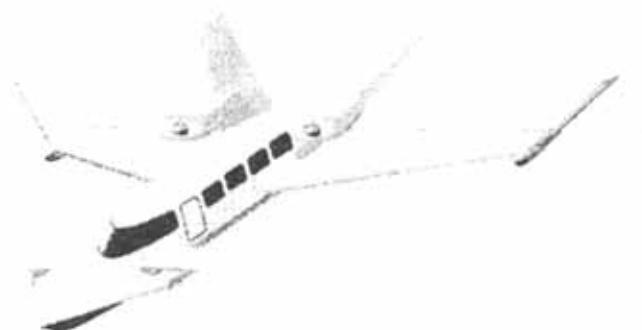


Рисунок 1.

В ходе работы была создана программа для ЭВМ по проектированию компоновки экраноплана схемы «утка» с учетом размещения масс в объеме аппарата, характеристик силовой установки и т.п. В основу системы проектирования положена модель аэродинамики экраноплана на основе метода дискретных вихрей. Сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными позволило сделать вывод о достаточной для этапа предварительного проектирования достоверности результатов математического моделирования. На рисунке 2 представлена вихревая структура несущей системы экраноплана, которая является результатом расчета при угле атаки в 30 градусов.

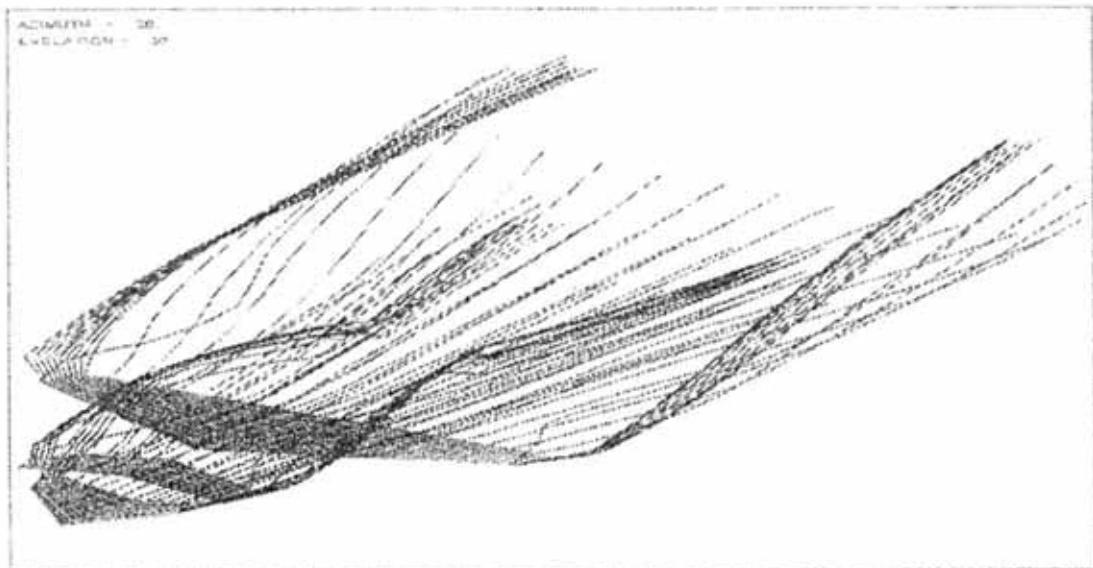


Рисунок 2.

Предварительная оценка устойчивости экраноплана на основе результатов математического моделирования проводилась на основе методики [1]. Для оценки динамической устойчивости экраноплана выполнялось прямое моделирование динамики движения экраноплана у поверхности с использованием расчетных аэродинамических коэффициентов и реальных массовых параметров. Рассматривались малые по времени промежутки возмущенного движения и скорость полета для упрощения расчетов принималась постоянной.

Статическая устойчивость экраноплана по скорости оценивалась качественно на основе общепринятого в динамике полета подхода. Увеличение скорости полета на устойчивом экраноплане приводит к искривлению траектории полета вверх и появлению составляющей силы веса, которая способствует уменьшению скорости полета. Кроме этого увеличение скорости полета приводит к увеличению силы сопротивления не только по причине роста скоростного напора, но и по причине уменьшения аэродинамического качества экраноплана при увеличении высоты полета над экраном. Этот фактор

в целом благоприятно сказывается на устойчивости экраноплана по скорости, но является дополнительной причиной колебательного характера изменения скорости и высоты полета экраноплана в непосредственной близости от экрана.

Таким образом, возникла необходимость создания полной математической модели динамики движения экраноплана вблизи подстилающей поверхности. Особенность состоит в сложности представления аэродинамических характеристик экраноплана в традиционной форме на основе алгебраической суммы составляющих силовых факторов по каждой характеристике. Причинами являются существенная аэродинамическая нелинейность характеристик, взаимозависимость различных силовых факторов, необходимость учета целого ряда дополнительных кинематических параметров, которые определяют особенности обтекания. Например, отстояние от экрана, ориентацию аппарата относительно экрана, скорость и направление изменения этой ориентации и т.д. Задача исключительно усложняется при рассмотрении полета над негладкой поверхностью и (или) при наличии существенной турбулентности и (или) направленного перемещения приземных слоев воздуха.

Возможности экспериментальных методов крайне ограничены в силу их сложности и, часто, принципиальной невозможности. Это обусловлено бесконечным многообразием неровностей поверхности, ориентации экраноплана относительно них и параметров полета экраноплана. Особую проблему представляет учет турбулентности атмосферы, которая часто имеет специфические особенности, обусловленные именно неровностями поверхности. Задачи формирования аэродинамической компоновки, параметров управляющих поверхностей и системы управления (в том числе и ее автоматического контура) требуют перебора огромного числа вариантов, особенно при использовании оптимизационных методов проектирования.

Рассматривается экраноплан в полете над негладкой подстилающей поверхностью (рисунок 3). Заданы местная горизонтальная плоскость (МГП), нормальная земная система координат $O_g X_g Y_g Z_g$, в которой рассматривается движение экраноплана, и подстилающая поверхность $F(x_g, y_g, z_g)$. Задача динамики движения экраноплана решается в связанной системе координат $OXYZ$. Задача заключается в решении системы уравнений, описывающих поступательное движение центра масс экраноплана относительно осей связанной системы координат и вращение экраноплана относительно центра масс. Полученные линейная скорость \vec{V} и угловая скорость вращения экраноплана $\vec{\Omega}$ позволяют определить параметры движения экраноплана относительно земной системы координат. Методика обладает рядом особенностей. На каждом шаге решения задачи требуется проверка на взаимное положение экраноплана и подстилающей поверхности $F(x_g, y_g, z_g)$. Аэродинамические сила \vec{R}_A и момент \vec{M}_R в значительной степени зависят не только от кинематических параметров движения экраноплана относительно

воздуха, но и от местных расстояний до подстилающей поверхности и ее формы. Кроме этого, важными являются темп и вид изменения этих параметров по мере движения экраноплана. Задача усложняется, если поверхность экраноплана деформируется как под воздействием нагрузок, действующих на упругие элементы конструкции, так и за счет отклонения, выдвижения или уборки аэродинамических поверхностей за счет действий экипажа или автоматических устройств. Собственно, основной проблемой методики является определение мгновенных значений этих аэродинамических характеристик. Естественно движение экраноплана определяется и силами и моментами, создаваемыми силовой установкой. В рамках настоящей работы они принимаются известными.

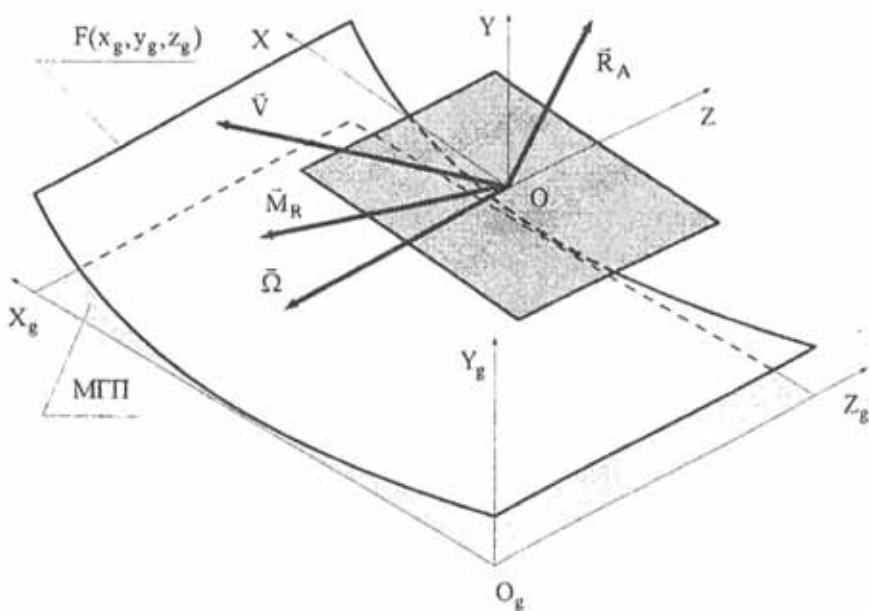


Рисунок 3.

В настоящей работе для расчета аэродинамических характеристик используется метод дискретных вихрей. Общая постановка аэродинамической задачи состоит в следующем (рисунок 4). Поверхность экраноплана описывается достаточно произвольной комбинацией замкнутых и разомкнутых в математическом смысле слова поверхностей S , на которых выполняется условие непротекания. Это условие состоит в том, что относительная к этой поверхности составляющая скорости жидкости направлена строго по касательной к ней. Вопрос схематизации объекта решается в ходе специальных методических исследований и для ряда задач достаточно изучен в целом ряде работ [2]. Места схода вихревых пелен σ , которыми моделируется стекающий с задних кромок ближний спутный след, вихреобразование на боковых кромках и срыв потока, считаются известными априорно или определяются с помощью известных и нашедших применение в методе дискретных вихрей способами [3]. На вихревых пеленах σ , которые представляют собой

бесконечно тонкие поверхности (границы) между слоями жидкостями с различными по отношению к данным вихревым поверхностям тангенциальными скоростями, выполняется условие отсутствия перепада давления и равенства нормальной составляющей относительной скорости жидкости нулю. Следует заметить, что большинство практически значимых режимов полета экраноплана предполагают безотрывное обтекание элементов аэродинамической компоновки, что упрощает задачу. Так как скорости полета большинства экранопланов относительно незначительны, то воздух принимается несжимаемым и описывается идеальной жидкостью. Подстилающая поверхность моделируется поверхностью S^* , на которой так же выполняется условие непротекания. Указанный подход отличается от получившего широкое распространение в методе дискретных вихрей метода «зеркального» отображения, который позволяет моделировать плоскую подстилающую поверхность [2].

В общем случае обтекание экраноплана является нестационарным, так как постоянно меняются условия обтекания и расположение экраноплана относительно подстилающей поверхности. В этом случае используется, аналогичный применяемому в работе [4], способ совместного решения задачи аэrodинамики и динамики движения экраноплана. Исходя из известных начальных условий обтекания экраноплана определяются его мгновенные аэродинамические характеристики, по которым определяются параметры движения и кинематические параметры обтекания в следующий момент времени решением задачи динамики экраноплана. В последующем уточняется взаимное положение экраноплана и подстилающей поверхности, форма экраноплана и снова решается задача аэродинамики. Этим определяются силовые факторы, позволяющие решением задачи динамики определить параметры движения экраноплана в следующий момент времени.

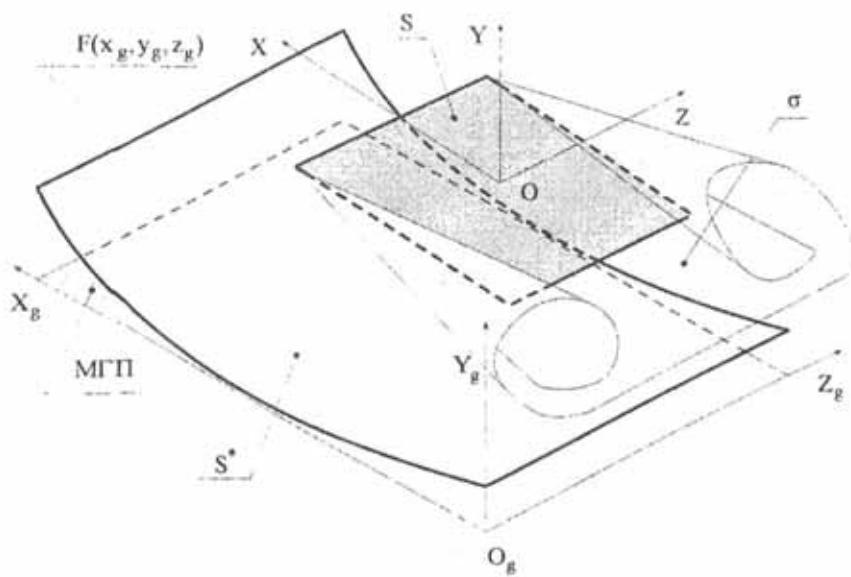


Рисунок 4.

Поверхности, описывающие подстилающую поверхность S^* и поверхность тела S , заменяются системой замкнутых вихревых рамок $\Gamma_S^{(t)*}$, $\Gamma_S^{(t)}$ с контрольными точками M_S^* , M_S , в которых задается к выполнению условие непротекания (рисунок 5). Вихревые пелены σ описываются системой свободных замкнутых рамок $\Gamma_\sigma^{(t)}$, сходящихся с линий схода в каждый расчетный момент времени и перемещающимися в потоке жидкости в соответствие с условием отсутствия перепада давления. Циркуляции присоединенных рамок с контрольными точками определяются решением системы интегро-дифференциальных уравнений, представляющей собой математическое описание условия непротекания поверхности. Циркуляции рамок, моделирующих свободные пелены определяются с помощью гипотезы Чаплыгина-Жуковского о конечности скорости на острых кромках при их обтекании.

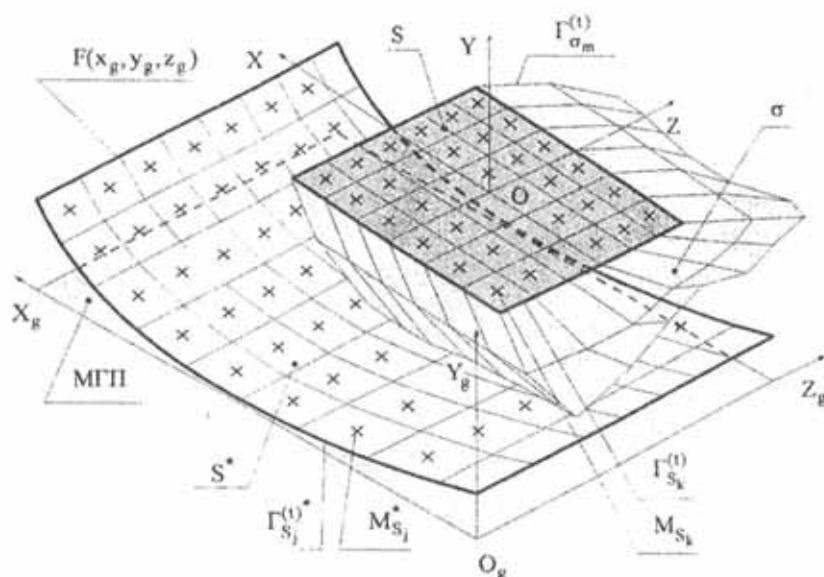


Рисунок 5

В ряде случаев, когда обтекание экраноплана является безотрывным и скорость изменения взаимного положения экраноплана и подстилающей поверхности и кинематических параметров обтекания относительно невелики, допустимо применение квазистационарного подхода к решению аэrodинамической задачи. Возможность применения указанного подхода определяется специальными исследованиями. В соответствии с этим подходом расчет аэродинамических характеристик выполняется в стационарной постановке в фиксированном по отношению к подстилающей поверхности положении экраноплана и неизменных кинематических параметрах обтекания и формы экраноплана (в рассматриваемый момент времени).

Предложенная методика позволяет решить задачи исследования движения экраноплана над негладкой подстилающей поверхностью и задачи проектирования путем изучения параметров движения экраноплана над стандартными (нормируемыми) препятствиями.

Таким образом, выполненный объем экспериментальных и расчетных исследований позволил получить ряд компоновок экранопланов, зависимостей аэродинамических, летно-технических и пилотажных характеристик экранопланов от компоновочных параметров и режимов полета. Полученные результаты явились стимулом к углублению основ математического моделирования аэродинамики и динамики полета экранопланов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Жуков В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997.
2. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И.. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997.
3. Белоцерковский С.М., Котовский В.Н., Ништ М.И., Федоров Р.М.. Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел. М.: Наука, 1988.
4. Апаринов В.А., Делеган В.М.. Нелинейная математическая модель процесса неустановившегося движения на закритических режимах самолета и его вихревого следа. Техника воздушного флота, №6, 1998, с.8...15.

УДК 656.71

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РЕГИОНАЛЬНОГО ТРАНСПОРТА

Смирнова Т.В.

*Кафедра социально-экономических дисциплин,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

В статье освещены положение, проблемы и перспективы развития российского транспорта. Проблема совершенствования транспортной инфраструктуры является особенно актуальной, поскольку реализация программ, намеченных правительством и региональными властями поможет решению не только транспортных задач но и окажет позитивное влияние на развитие смежных отраслей экономики, поможет реализовать транзитный потенциал региона.

В прошлом веке ценой неимоверных усилий аграрная, практически неграмотная страна была превращена в одну из влиятельных индустриальных держав, которая лидировала в создании ряда передовых технологий того времени: космических, ракетных, ядерных. Но в условиях закрытого общества, тоталитарного политического режима эти позиции невозможно было сохранить. Советский Союз так и остался индустриально – сырьевым гигантом. В XXI веке в стране вновь встает задача необходимости многосторонней модернизации. Вместо сырьевого хозяйства пришло время создавать умную экономику, производящую уникальные знания, новые вещи, услуги и технологии. Российский бизнес до сих пор предпочитает торговать тем, что создано в других странах, а конкурентоспособность нашей продукции, наших услуг очень низка. Кризис, безусловно, затруднил решение этих проблем. Россия вынуждена была сфокусировать усилия на преодолении его негативных последствий, задействовав значительные, ранее накопленные с таким трудом резервы. В результате программа антикризисных мер позволила к середине этого года несколько стабилизировать ситуацию в стране [1].

Сравнивая динамику важнейших экономических показателей России и других государств, многие аналитики приходят к выводу о том, что дела наши не столь плохи, как это принято считать [2]. Правда, по уровню падения ВВП во втором, "пиковом", квартале текущего года (по сравнению с аналогичным периодом 2008-го) Россия с ее минусовым показателем в 10,9%, лидирует. В июне 2009-го, по сравнению с маем, в России был зарегистрирован не самый высокий прирост инфляции в 0,6% (в сопоставлении с июнем 2008-го, рост составил 11,9%) [3]. В целом ожидается, что восстановление экономики в 2010 году станет общей тенденцией, как для России, так и для развитых и развивающихся стран. По прогнозам московского отделения инвестиционного швейцарского банка UBS, рост мировой экономики в 2010 году составит 3,5%. Россию, чья экономика показала одно из самых драматичных кризисных падений в мире, ждет резкий рост основных показателей в 2010 году и их более медленное восстановление в 2011 году. То, что традиционно считается слабым местом РФ, – сырьевая направленность экономики – на этот раз сыграет на руку: стоимость нефти на мировом рынке ожидается довольно высокой, а сырье, производимое в РФ, в ближайшие годы будет весьма востребовано. И, как считает стратегический аналитик (главный экономист UBS) по России и СНГ Клеменс Графе, это на некоторое время обеспечит стране стабильные поступления от быстро растущего экспорта и устойчивый рост экономики.

Авиатранспортный рынок развивается адекватно состоянию экономики страны. За 2001-2008 годы пассажирооборот воздушного транспорта России вырос в 2,5 раза, грузооборот – в 1,5 раза. По состоянию на октябрь 2009 года было перевезено 38,3 млн. пассажиров [4]. Отрасль обеспечила удовлетворение спроса на авиаперевозки и сохранила адекватный уровень тарифов, несмотря на наличие ряда проблем. Пассажирские перевозки в международном и межрегиональном сообщении являются основной и наиболее активно растущей

сферой деятельности воздушного транспорта России. При этом наиболее активно развиваются международные перевозки, доля которых в общем объеме перевозок достигла 57% в пассажирообороте и 79% в грузообороте.

Кризис обострил и системные проблемы воздушного транспорта. В частности, сохраняются территориальные диспропорции: неразвитость межрегиональных и местных связей. Продолжается сокращение сети аэродромов в регионах, заметна трансформация парка воздушных судов в увеличении доли конкурентоспособных самолетов, в первую очередь, западных при сокращении доли отечественных самолетов предыдущих поколений.

Вызывает озабоченность состояние региональных и местных перевозок в России. За последние 3 года объём пассажирских авиаперевозок в региональном сообщении составил в среднем около 1,4 млн. пасс/год, а по прогнозу на конец 2009 года - составит 1,1 млн. пасс/год [5]. На снижение объёмов авиаперевозок в региональном сообщении повлияло уменьшение финансовой поддержки аэропортовых комплексов и аэродромов со стороны субъектов Российской Федерации, увеличение эксплуатационных расходов авиакомпаний вследствие необоснованно резкого роста цен авиационного топлива в 2008 году, снижение платежеспособного спроса населения в связи с финансово-экономическим кризисом.

Между рядом областных городов, крупными административными и культурными центрами утрачено прямое авиационное сообщение. При этом большое количество населённых пунктов страны в Северном, Сибирском и Дальневосточном регионах не имеет регулярной транспортной связи с местными административными и культурными центрами, поскольку здесь отсутствует круглогодичная альтернатива авиационному транспорту. Многие субъекты Российской Федерации практически полностью лишились как сети местных авиалиний, так и аэродромов местных воздушных линий. С 1992 года резко сократилось количество аэродромов на территории России (с 1302 до 330). В регионах ведется работа по созданию Федеральных казённых предприятий (ФКП) «Аэропорты Сахалина», «Аэропорты Севера» (республика Саха (Якутия)), «Аэропорты Магадана» и другие.

Основными причинами возникновения проблем являются высокий износ наземной авиационной инфраструктуры и неудовлетворительное состояние парка воздушных судов, что негативно влияет на экономическую эффективность перевозок и безопасность полетов. Дело в том, что около 70 процентов взлетно-посадочных полос с искусственными покрытиями было построено более 20 лет назад, что обуславливает высокий уровень их физического и морального износа.

В целях развития транспортной инфраструктуры необходимо решить ряд задач [6]:

- развитие сети российских узловых аэропортов, что позволит не уменьшить, а повысить удельный вес региональных и местных авиаперевозок;

- повышение доступности услуг транспортного комплекса для жителей отдаленных населенных пунктов, связь которых с остальной территорией Российской Федерации осуществляется с помощью местных авиалиний, предполагает развитие региональных сетей аэропортов.

Для решения перечисленных задач необходимо выполнить комплекс взаимосвязанных мероприятий по строительству и реконструкции аэропортовых объектов, планируемых и реализуемых не менее чем в 19 российских узловых аэропортах, в 80 региональных и местных аэропортах.

Отбор аэропортов, формирующих национальную опорную аэропортовую сеть, в группы по функциональному назначению, осуществляется с учетом показателей, характеризующих объем авиаперевозок через аэропорты (общий пассажирообмен и пассажирообмен на международных воздушных линиях), показателей связности авиасети (минимальное расстояние между аэродромами национальной опорной аэродромной сети, максимальный охват территории страны), других показателей в соответствии с Концепцией развития аэродромной (аэропортовой) сети Российской Федерации до 2020 года, одобренной на заседании Правительства РФ 6 марта 2008г.

В настоящее время существует множество проблем, сдерживающих развитие транспорта, среди которых выделяются:

- старение основных фондов (значителен износ подвижного состава и транспортной инфраструктуры);

- необходимость совершенствования нормативно - правовой базы и гармонизации законодательства России в области экономики и транспорта с общепринятой в мире практикой (участие России в системе международных соглашений в области транспорта расширилось и поэтому необходимо выйти на такие изменения в законодательстве и в государственном управлении, которые помогут переходу на инновационный характер развития);

- необходимость повышения уровня качества транспортных услуг (показатель регулярности движения остаётся на низком уровне, уровень комфорта недостаточен и др.);

- необходимость повышения уровня безопасности транспортных услуг (в авиации, например, сегодня количество авиакатастроф превышает средний уровень ИКАО);

- необходимость ликвидации технического и технологического отставания транспортной отрасли (технологический уровень оснащенности транспортных предприятий достаточно низок, доля затрат на топливо российских перевозчиков вдвое выше, чем в мире и др.);

- низкий уровень развития стратегических и информационных технологий (настала необходимость задействовать в полном объеме потенциал суперкомпьютеров, суперкомпьютерных систем);

- дефицит квалифицированных инженерно – технических, управленческих кадров (об этом говорят, например, результаты расследований авиакатастроф – их причиной зачастую являются ошибки экипажа и персонала и пр.).

Решение всех проблем требует от транспортников большой серьёзной работы. При переходе к интенсивному, инновационному, социально ориентированному типу развития страны необходимо принятие адекватных стратегических решений по развитию транспортного комплекса на долгосрочную перспективу. Модернизация транспортной системы относится к приоритетным государственным задачам, что обеспечивает благоприятные условия экономической и социальной деятельности. Главные целевые ориентиры транспортной деятельности определены федеральными целевыми программами (ФЦП).

ФЦП на 2010-2015 годы предусматривается 306130,9 млн. рублей на развитие наземной инфраструктуры аэропортов. Эти средства позволят провести реконструкцию в 127 аэропортах, в том числе реконструировать 103 взлётно-посадочные полосы, осуществить реконструкцию аэропортов в 62 регионах Российской Федерации расположенных во всех федеральных округах. Особое внимание ФЦП уделяет развитию аэропортовой сети в районах Дальнего Востока, Сибири.

Основные цели развития транспорта определены «Транспортной стратегией Российской Федерации на период до 2030 года» [4], утверждённой распоряжением Правительства РФ от 22 ноября 2008г.:

- 1) формирование единого транспортного пространства России на базе сбалансированного развития эффективной транспортной инфраструктуры;
- 2) обеспечение доступности, объёма и конкурентоспособности транспортных услуг по критериям качества для грузовладельцев на уровне потребностей инновационного развития экономики страны;
- 3) обеспечение доступности и качества транспортных услуг для населения в соответствии с социальными стандартами;
- 4) интеграция в мировое транспортное пространство и реализация транзитного потенциала страны;
- 5) повышение уровня безопасности транспортной системы;
- 6) снижение вредного воздействия транспорта на окружающую среду.

При формировании приоритетных направлений развития транспортной системы России учтён опыт разработки и реализации стратегических документов и инициатив в области развития транспорта за рубежом.

В приложении №2 к Транспортной стратегии Российской Федерации до 2030 года транспортными аналитиками представлен прогноз перевозок грузов и пассажиров, грузо и пассажирооборота всеми видами транспорта на период до 2030 года (таблица 1.).

15 декабря 2009г. - РИА Новости сообщили о том, что Международная ассоциация воздушного транспорта (IATA) ухудшила прогноз по убыткам авиакомпаний в 2010 году - до 5,6 миллиарда долларов по сравнению с более ранним прогнозом 3,8 миллиарда долларов, говорится в пресс-релизе Ассоциации. Прогноз на 2009 год остался на прежнем уровне - чистый убыток авиакомпаний по итогам текущего года составит 11 миллиардов долларов. За

период с 2000 по 2009 годы убытки авиакомпаний составили 49,1 миллиарда долларов, что соответствует 5 миллиардам долларов убытков в год.

Транспортные коммуникации объединяют все районы мира, стран, что является необходимым условием территориальной целостности и единства экономического пространства.

Для Иркутской области, как для сравнительно большого территориального и экономического региона, развитие транспортной системы играет решающую роль, поскольку именно транспорт обеспечивает оптимальное развитие народного хозяйства. Иркутск - значимый город в транспортной системе России. На его территории расположен аэропорт, география полетов через который включает в себя 92 магистральных маршрута, из них 20 международных. Через Иркутск проходит федеральная автотрасса Москва - Владивосток, и крупная железнодорожная артерия – Транссибирская магистраль. Рядом с Иркутском расположен город Ангарск, являющийся конечной точкой всей нефтепроводной системы России, строится новая нефтепроводная система «Восточная Сибирь – Тихий океан», берущая свое начало в Тайшете. Что касается водного транспорта, то он в транспортной составляющей Иркутска не играет значимой роли, т.к. после строительства Иркутской, Братской и Усть-Илимской ГЭС сквозное судоходство по Ангаре стало невозможным, потому что плотины гидроэлектростанций сооружались без шлюзов.

В Иркутской области наблюдается устойчивая тенденция к увеличению объемов внешне-экономической деятельности. По данным иркутской таможни, многие годы стоимостные показатели экспортных операций сохраняют постоянный рост. Однако, одним из самых уязвимых мест не только Иркутска, но и всей Сибири остаются большие транспортные издержки. Поэтому, например, грузы из Китая в Европу фирмам выгоднее отправлять по морю, а не более коротким сухопутным путем, используя Иркутск как транзитную базу.

Таблица I.

	2007 год	2010 год	2015 год	2020 год	2030 год
Перевозки грузов - всего, млн. тонн	12068,8	12544,3	13960,6	15951,8	17858
в т.ч. воздушный транспорт	0,73	1,1	1,4	1,8	3
Грузооборот - всего, млрд. ткм	2480	2784	3188,7	3506,1	3860,6
в т.ч. воздушный транспорт	3,4	5,2	7,6	10,1	14
Перевозки пассажиров - всего, млн. человек	41021,9	43803,1	47283,3	52096,7	
в т.ч. воздушный транспорт	58	70	99	138	
Пассажирооборот- всего, млрд. пасс.-км	981,2	1139,1	1395,9	1610	
в т.ч. воздушный транспорт	111	140,6	202,2	262	
Авиационная подвижность населения (количество поездок на одного жителя)	2009 год: 0,39	0,42	0,61		

Особенностями Иркутской области являются её природно-географические условия и географическая удалённость от рынков сбыта и производителей. Практически только небольшая южная часть области охвачена всеми видами транспорта, тогда как северные районы остаются слабо доступными. Для северных районов характерны невысокая транспортная освоенность, рассредоточенность населённых пунктов и сложные климатические условия. Совершенствование инфраструктуры в регионе необходимо осуществлять в отношении всех видов транспорта.

11.12.2009г. губернатор региона Дмитрий Мезенцев и министр транспорта России Игорь Левитин обсудили в Москве финансирование транспортных проектов Иркутской области [7]. В сфере развития регионального железнодорожного транспорта предусматривается осуществление мероприятий по модернизации и развитию инфраструктуры для ликвидации "узких мест". Так в 2016 - 2030 годах планируется:

- строительство вторых железнодорожных путей протяженностью 3055,6 км;

- строительство обходов всего Иркутского железнодорожного узла.

Не обойдён вниманием и автомобильный транспорт. Более одного миллиарда рублей в следующем 2010 году будет выделено на окончание строительства объездной дороги вокруг Иркутска. Будет увеличено финансирование на содержание и ремонт автотрасс М-53 и М-55 "Байкал".

Особое внимание в развитии транспортной стратегии региона отводится воздушному транспорту. И прежде всего, решению задач по обеспечению защиты авиатранспортной системы от актов незаконного вмешательства в ее деятельность, внедрению автоматизированной информационной системы управления авиационными грузовыми перевозками, обеспечению развития аэропортовой сети в целях увеличения объёма перевозок, обеспечения уровня безопасности полётов, улучшения качества предоставляемых авиауслуг.

Иркутский аэропорт по объёмам перевозок уступает в Сибирском Федеральном округе только Новосибирску и Красноярску. При этом ему отказано в шансе войти в число шести городов, где будет создан международный транзитный аэропорт (хаб). Иркутск находится в зоне кроссполярных перелетов и потенциально рассматривается как пересадочный узел, но здесь отсутствует хабообразующая авиакомпания. Поэтому Иркутск рассматривается как базовый для сибирских авиакомпаний аэропорт федерального значения, но не международного. Не помогает «Аэропорту Иркутск» ни выгодное географическое месторасположение, ни низкие цены на авиационное топливо. Строительством грузового хаба сегодня занимается Красноярск, где данный проект вышел на стадию практической реализации и получил Федеральное финансирование.

В рамках Федеральной целевой программы "Развитие транспортной системы России (2010 - 2015 годы)" [6] предусмотрено в регионе:

- строительство аэропортового комплекса в г.Бодайбо до 2015г. (за счет средств федерального бюджета - разработка проектной документации, строительство взлётно-посадочной полосы с искусственным покрытием размером 1800x45 м);
- реконструкция аэропортовых комплексов в городах: Братск, Киренск, Усть - Кут;
- в целях вывода аэропорта из городской черты города Иркутска - строительство нового аэропортового комплекса до 2015г.

Даже глава государства не обошел своим вниманием Иркутский аэропорт. Отвечая на вопросы граждан во время «прямой линии», Владимир Путин сказал: «Ваш аэропорт должен быть построен совсем в другом месте и обслуживать сразу несколько городов: Иркутск, Ангарск, другие населенные пункты. Из федерального бюджета будет выделено около 15 миллиардов рублей в течение 4-5 лет, но нужно привлекать и частные инвестиции».

Решение о выносе Иркутского аэропорта продиктовано необходимостью обеспечения безопасности полётов, повышения пропускной способности аэропорта, обеспечения его соответствия требованиям эксплуатации современных воздушных судов. ФЦП для обеспечения реализации этого решения предусмотрены средства федерального бюджета в сумме 15672,4 млн. рублей (на строительство взлётно-посадочной полосы длиной 4,2 тыс.м, соответствующей 2 категории ИКАО и возможностью обслуживать до 3 млн. пассажиров в год, на строительство рулежных дорожек, перрона, подъездных дорог, аварийно-спасательной станции, контрольно-диспетчерского пункта). Разумеется, что запланированных федеральных средств недостаточно для нового аэропорта и министр транспорта поддерживает позицию областного Правительства о возможности привлечения к строительству аэропорта "Новый" как российских, так и зарубежных инвесторов. В связи с выносом аэропорта намечено и строительство автодороги до площадки нового аэропорта, устройство её пересечения с Федеральной автодорогой и железнодорожными путями в разных уровнях.

Генеральный план г. Иркутска предусматривает расположение нового аэропорта в районе населённого пункта Поздняково. Здание существующего аэровокзала сохраняется проектом для обслуживания пассажиров. До строительства нового аэропорта - существующий необходимо содержать в надлежащем состоянии. Как сообщает глава региона, с министром транспорта России Игорем Левитиным достигнута договорённость о том, что на капитальный ремонт взлётно-посадочной полосы и перронов действующего аэропорта из федерального бюджета будет выделена половина необходимой суммы 500 миллионов рублей. Окончание работ намечено на 2011 год.

Одна из важнейших задач модернизации транспортной системы региона - решение проблемы по обеспечению скоординированной работы всех видов транспорта. Такую задачу возможно решить путём создания мультимодальных транспортных узлов или как их ещё называют транспортно-логистических

центров. Мультимодальность означает, что в перевозке участвует несколько видов транспорта: железнодорожный, автомобильный, авиационный, речной. Создание мультимодальных перевозок призвано обеспечить координацию деятельности перевозчиков посредством единого оператора.

На территории России уже сформировались и развиваются несколько мультимодальных транспортных узлов федерального уровня: Москва, Санкт – Петербург, Калининград, Самара, Екатеринбург, Новосибирск, Владивосток. На основе формирования единой системы организационно-экономического, финансового, информационного, нормативно-правового, а также научно-технического и кадрового обеспечения управления региональной системой грузо- и товароподвижения в Иркутской области давно назрела необходимость создания сети региональных терминалов, объединенных в региональный транспортно-логистический центр, который был бы способен в оперативном режиме осуществлять перегрузку, доставку, складирование, страхование, прием и отправку грузов не только региона, но всего экономического района.

В настоящее время прорабатывается вопрос о формировании на базе ФГУП «Аэропорт Иркутск» авиаотранспортного логистического комплекса, который будет включать в себя торгово-развлекательный, а также аэропортовый логистический комплекс с грузовым таможенным терминалом класса А, площадью 20 тысяч квадратных метров. Основной функцией данного комплекса станет наиболее эффективная стыковка между различными видами транспорта – авиационным, железнодорожным, автомобильным. Реализация этого проекта должна резко увеличить объем грузооборота. Уже подписано соглашение о стратегическом партнерстве с аэропортами Шенъяна и Мюнхена, основная цель которого – формирование пассажиро- и грузопотоков между Европой, Россией и Азией [8].

Логистический комплекс Иркутского аэропорта будет лишь частью более крупного проекта – логистического узла. Проект логистического центра предполагает создание двух взаимосвязанных транспортно-логистических комплексов: авиаотранспортного на базе ФГУП «Аэропорт Иркутск» и железнодорожного на базе ВСЖД – филиал ОАО «РЖД», у каждого из которых должны быть свои складские помещения и инфраструктура.

Для координации работы планируется создание компании «Оператор «Байкальский транспортно-логистический комплекс». Проект центра находится в стадии разработки. В состав рабочей группы вошли депутаты Государственной Думы, представители обладминистрации, руководители крупных транспортных предприятий региона. Для Иркутской области, где львиную долю себестоимости произведенных товаров составляют расходы на транспортировку, это особенно важно. По расчетам областной администрации, на создание центра потребуется не менее миллиарда рублей. По словам вице-президента Евроазиатского Транспортного Союза Олега Дунаева, проект такого масштаба позволит региону принять участие в тендере Минэкономразвития, победителю которого министерство профинансирует 30 процентов его

стоимости. Предполагаемыми инвесторами проекта могут стать ООО «Евразия логистик», ФГУП «Аэропорт Иркутск», ряд крупных предприятий, действующих на территории Иркутской области, иностранные компании.

С появлением такого центра в Иркутске смогут выполняться следующие задачи: комплексное управление транспортными сферами и развитие инфраструктуры в области. Результатом станет создание новых рабочих мест, увеличение грузо- и пассажиропотока, в том числе приток в регион иностранных туристов.

Близость расположения Иркутской области от Китая и Монголии способствует благоприятному развитию транспортно – логистического центра, который позволит:

- оптимизировать использование транспортных средств;
- обеспечить эффективный контроль за прохождением грузов и за их сохранность;
- применить новые транспортные технологии;
- создание благоприятных условий для развития конкуренции;
- позволит грузоотправителям работать с одним оператором, обеспечивающим доставку «от двери до двери»;
- сократить сроки доставки;
- снизить транспортные расходы.

Опыт развитых капиталистических стран показывает: использование логистических систем ведет к сокращению транспортных расходов на 7-20%, затраты на погрузочно-разгрузочные работы и хранение материальных ресурсов и готовой продукции уменьшаются на 15-30%, общие логистические издержки сокращаются на 12-35%. При этом ускоряется оборачиваемость материальных ресурсов на 20-40% и запасы ресурсов и готовой продукции снижаются на 50-70%. Словом, игра стоит свеч.

Важными условиями организации транспортно – логистического центра выступают:

- 1) развитие современной транспортной инфраструктуры, обеспечивающей ускорение товародвижения и снижение транспортных издержек в экономике, повышение доступности услуг транспортного комплекса для населения, обеспечение развития региональных сетей аэропортов, развитие крупных международных узловых аэропортов;
- 2) наличие учебных заведений, способных подготовить квалифицированные кадры для организации мультимодальных перевозок и работы мультимодального транспортного узла.

На решение первого условия направлены федеральные целевые программы, реально обеспеченные плановым федеральным финансированием, генеральный план развития города Иркутска.

Решение второго условия в регионе, в том числе и на воздушном транспорте, решается через совершенствование бизнес-образования. Принцип отраслевого обучения в сочетании с университетским методом

фундаментализации знаний позволяет готовить специалистов широкого профиля, способных работать в условиях рыночной экономики. Бизнес – образование в Иркутской области обеспечивается наличием учебных заведений, способных подготовить квалифицированные кадры для организации перевозок и работы мультимодального транспортного узла. Оно идёт по направлению, которое сочетает сохранение достоинства российского образования и его поэтапную адаптацию к требованиям критикуемой по многим критериям и методикам Болонской декларации, к которой Россия присоединилась в сентябре 2003г. (Число европейских стран, подписавших указанную Декларацию, достигло 40.) Основная идея Болонской декларации – создание единого образовательного пространства Европы. Процесс становления европейского академического пространства требует постоянной поддержки, наблюдения и коррекции.

Комплексное решение задач развития современной транспортной инфраструктуры, и совершенствование бизнес - образования, позволят:

- повысить безопасность и устойчивости транспортной системы, увеличить доступность транспортных услуг для населения;
- укрепить конкурентоспособность транспортной системы России (российских авиаперевозчиков за счёт пополнения парка воздушных судов судами, обеспечивающими экономию ресурсов и высокий уровень сервиса для потребителей);
- реализовать транзитный потенциал страны, регионов;
- обеспечить увеличение объёма местных и межрегиональных внутрироссийских перевозок;
- сократить время, проведенное в пути пассажирами и грузом;
- обеспечить снижение тарифов, в том числе на авиаперевозки, осуществляемые авиакомпаниями Российской Федерации;
- обеспечить развитие региональных транспортных сетей, крупных международных транспортных узлов, в том числе сетей аэропортов.

Реализация программы перспективного развития транспорта поможет решению не только транспортных проблем региона, но и окажет позитивное влияние на развитие смежных отраслей экономики – транспортного машиностроения, транспортного строительства, сферы услуг, что обусловлено мультиплекатным эффектом от реализации мероприятий.

Безусловно, решение в регионе задач по максимальному использованию резервов и возможностей всех видов транспорта, рационального перераспределения между ними перевозки возможно только при конструктивной работе правительства РФ и Иркутской области, их соответствующих министерств и агентств.

ЛИТЕРАТУРА

1. Курзенков Г.К. Анализ состояния безопасности полётов в гражданской авиации в 2008 году, 26 марта 2009г. – <http://www.favt.ru>
2. Росстат (официальный сайт) – <http://www.qks.ru>
3. Транспортная стратегия Российской Федерации на период до 2030 года, утверждённая распоряжением Правительства Российской Федерации от 22 ноября 2008 г. № 1734.
4. Министерство транспорта Российской Федерации Федеральное агентство воздушного транспорта (РОСАВИАЦИЯ) – <http://www.favt.ru>
5. Выступление руководителя Росавиации Г.Курзенкова на пресс-конференции посвященной предварительным итогам деятельности Россавиации в декабре 2009г – <http://www.avia.ru>
6. Подпрограмма «Гражданская авиация» федеральной целевой программы «Развитие транспортной системы России (2010 - 2015 годы)».
7. Правительство Иркутской области портал.– <http://www.qovirk.ru>
8. Вести-Иркутск – <http://www.baikalarea.ru/irkutsk>, <http://www/info.irk.ru>

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»

Председатель – кандидат технических наук, доцент Мишин С.В.

УДК 629.7.054.03

**ОСОБЕННОСТИ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ГЕНЕРИРОВАНИЯ
ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ**

Мишин С.В., Мишина И.В.

*Кафедра авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов*

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

sv_mishin@mail.ru

В статье обоснована возможность перехода от традиционных к электромеханическим системам генерирования переменного тока постоянной частоты на воздушных судах. Представлены основные аналитические выражения для расчета передаточных отношений дифференциального редуктора и энергетических соотношений асинхронно-синхронного привод-генераторного агрегата.

Наибольший интерес среди электромеханических систем генерирования электроэнергии переменного тока постоянной частоты представляют привод-генераторные агрегаты (ПГА), выполненные на базе дифференциальных каскадных соединений синхронных и асинхронных машин [1, 2] (рисунок 1).

В таких устройствах механическая мощность от маршевого авиадвигателя подводится ко входному валу дифференциального редуктора (ДР). На выходных валах редуктора устанавливаются синхронный генератор (СГ), частоту вращения которого необходимо стабилизировать, и машина опоры, вращающаяся с переменной скоростью, пропорциональной скорости вращения авиадвигателя. Тип машины опоры во многом определяет свойства и характеристики привод-генератора и может быть принят в качестве классификационного, что позволяет разделить все разнообразие электромеханических ПГА на два класса: дифференциальные синхронные (рисунок 1, а) и дифференциальные асинхронно-синхронные (рисунок 1, б). В дифференциальных асинхронно-синхронных ПГА (ДАСПГА) в качестве машины опоры использована асинхронная машина (АМ), а в дифференциальных синхронных (ДСПГА) - синхронный генератор СГ2. В ДСПГА устройство управления (УУ) осуществляет преобразование

электроэнергии переменного тока переменной частоты генератора опоры в электроэнергию переменного тока постоянной частоты, отдаваемую в нагрузку. В ДАСПГА УУ управляет режимом работы АМ.

ДСПГА имеют несколько более высокие энергетические показатели, однако, по массогабаритным показателям и надежности они уступают дифференциальным асинхронно-синхронным ПГА. Это обусловлено тем, что в состав наиболее распространенных схем синхронных агрегатов входит статический преобразователь частоты, преобразующий электроэнергию переменного тока машины опоры в переменный ток, частота которого задается синхронным генератором постоянной частоты вращения.

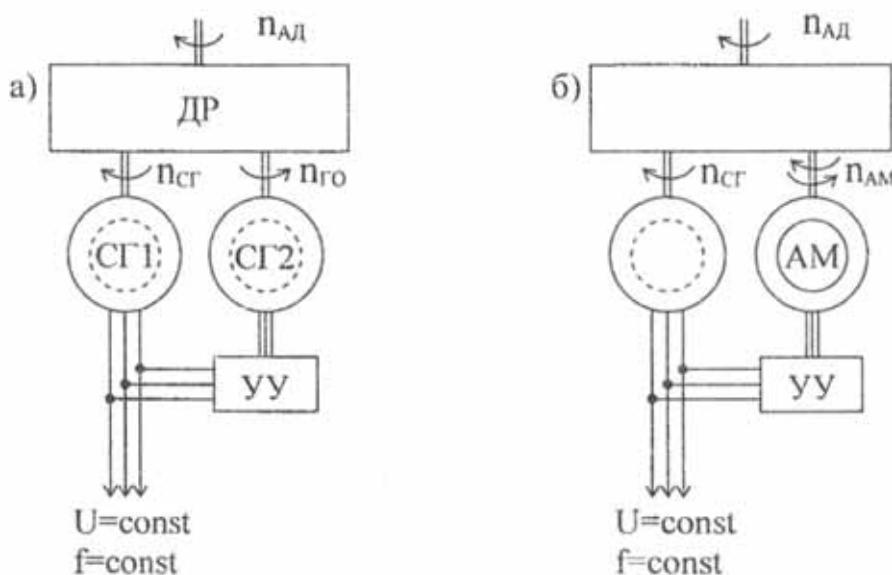


Рисунок 1 Структурные схемы построения ДСПГА и ДАСПГА.

ДАСПГА отличаются техническим совершенством, невысокой стоимостью производства и эксплуатации, высокой надежностью и могут успешно применяться в системах генерирования переменного тока постоянной частоты летательных аппаратов, где в качестве приводных используются авиадвигатели с диапазоном частоты вращения $n_{\text{ад max}} / n_{\text{ад min}} \leq 3$.

В таблице 1 приведены удельные показатели известных пневмо- и гидромеханических ПГА, а также перспективных электромеханических и систем типа «переменная скорость-постоянная частота».

Сравнивая представленные в таблице 1 показатели различного типа ПГА можно отметить, что ДАСПГА практически не уступают, а, учитывая отсутствие гидравлической системы стабилизации частоты и связанные с ней трудности изготовления и эксплуатации, превосходят гидромеханические.

Кроме указанных, к числу достоинств дифференциальных электромеханических ПГА следует отнести возможность выполнения агрегатов на большие мощности – до 500...1000 кВ·А, способность обеспечивать

автономный запуск авиадвигателей, высокую универсальность применения в электроэнергетических системах различных объектов.

Таблица 1.

Тип ПГА	Тип генератора	Масса ПГА, кг	Мощность генератора, кВА	Удельная масса ПГА, кг/кВА
ППО-20	СГК-11/1,5	74	13,7	5,4
ППО-30КП	ГТ-60ПЧ6	85	60	1,42
ППО-30КПФ	ГТ-40ПЧ8	77	40	1,9
ППО-40	ГТ-40ПЧ8	82	40	2,05
ППО-62М	ГТ-40ПЧ8	102	40	2,54
ГП-21	ГТ-30НЖЧ12	37	30	1,23
ГП-22	ГТ-120НЖЧ12	75	120	0,63
ГП-25	ГТ-60НЖЧ12К	52	60	0,87
ПСПЧ		45	30	1,5
ДАСПГА		55	60	0,91

Успехи, достигнутые в области электромашиностроения, позволяют уже сегодня создавать дифференциальные электромеханические ПГА с массогабаритными и энергетическими показателями, не уступающими показателям самых совершенных гидростатических агрегатов, которые значительно дешевле в массовом производстве и эксплуатации, имеют высокую надежность и большой ресурс работы, соизмеряемые с соответствующими показателями бесконтактных электрических машин.

Как известно, стабилизация частоты тока синхронного генератора электромеханического ПГА обеспечивается за счет изменения в широком диапазоне частоты вращения АМ из условия обеспечения баланса электромагнитных моментов на валах АМ и СГ. При этом предполагается, что стабилизация напряжения генератора ДАСПГА может осуществляться серийным регулятором напряжения. С целью уменьшения потерь скольжения АМ весь ее рабочий диапазон вращения разбивается на ступени, соответствующие различным режимам работы АМ с различными числами пар полюсов [1].

В самом общем случае работа ДАСПГА разбивается на три ступени – соответственно режиму работы АМ (рисунок 2):

-1 ступень – АМ работает в режиме электродвигателя, отдавая механическую мощность P_{AM} м дифференциальному редуктору ПГА и потребляя активную мощность P_{AM} от генератора ПГА;

-2 ступень – АМ работает в режиме электродинамического тормоза, потребляя механическую мощность P_{AM} м от дифференциального редуктора ПГА и потребляя активную мощность P_{AM} от генератора ПГА;

- 3 ступень – АМ работает в режиме асинхронного генератора, потребляя механическую мощность Рам и дифференциального редуктора ПГА и отдавая активную мощность Рам в сеть.

Выбор наиболее эффективного варианта конструктивной компоновки ДАСПГА выполняется по результатам серии предварительных расчетов для различных наборов режимов работы и числа пар полюсов АМ. Объективной базой данных при этом служат значения расчетных мощностей и частот вращения электрических машин агрегата, которые однозначно определяют массы активных материалов машин и позволяют с достаточной точностью судить об общей массе и габаритах агрегата в целом.

При осуществлении привода электрических машин ДАСПГА через ДР соотношение скоростей АМ, СГ и приводного авиадвигателя описывается системой уравнений движения валов ДР:

$$\begin{cases} n_{1\min}(1+i_1) = n_{CG} - n_{AM\max 1}i_2; \\ n_{1\max}(1+i_1) = n_{CG} + n_{AM\max 2}i_2, \end{cases} \quad (1)$$

где i_1, i_2 – передаточные числа ДР; n_{CG} – скорость вращения СГ; $n_{1\min}, n_{1\max}$ – соответственно минимальная (малый газ) и максимальная (максимальный режим) скорость вращения авиадвигателя; $n_{AM\max 1}, n_{AM\max 2}$ – соответственно максимальная скорость вращения АМ в двигательном режиме (знак «-» в первом уравнении системы (1)) и максимальная скорость вращения АМ в генераторном режиме (знак «+» во втором уравнении системы (1)).

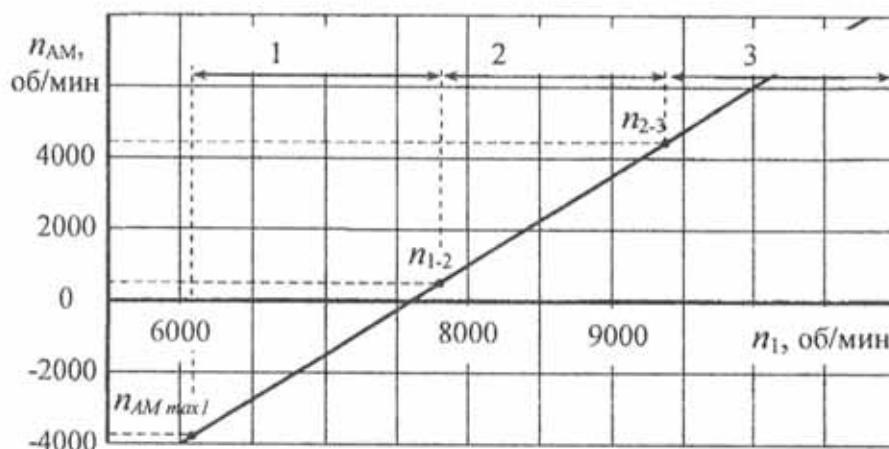


Рисунок 2. Диаграмма изменения скоростей вращения АМ.

После подстановки в систему уравнений (1) значений n_{CG} , $n_{1\min}$, $n_{1\max}$, $n_{AM\max 1}$, $n_{AM\max 2}$ определяются значения передаточных чисел ДР.

На первой ступени работы ДАСПГА, при малых скоростях вращения приводного авиадвигателя, АМ работает в двигательном режиме, обеспечивая

докрутку ротора СГ до синхронной скорости. Наименьшая скорость вращения входного вала ДР $n_{1\min}$ при этом определяется

$$n_{1\min} = \frac{n_{\text{СГ}} \left(1 - \frac{p_{\text{СГ}}}{p_{\text{АМ1}}} i_2 \right) + n_{\text{ск min}}}{1 + i_1}, \quad (2)$$

где $p_{\text{СГ}}, p_{\text{АМ1}}$ – числа пар полюсов СГ и АМ на первой ступени работы ПГА; $n_{\text{ск min}} \approx 0,05 \frac{60f}{p_{\text{АМ1}}}$ – наименьшая скорость скольжения ротора АМ относительно поля статора, при которой АМ развивает требуемый электромагнитный момент на валу ДР.

На первой ступени работы АМ, работая в двигательном режиме, получает активную $P_{\text{АМ1}}$ и реактивную $Q_{\text{АМ1}}$ мощности от СГ, поэтому активная и реактивная мощности СГ:

$$\begin{cases} P_{\text{СГ1}} = P_c + P_{\text{АМ1}}, \\ Q_{\text{СГ1}} = Q_c + Q_{\text{АМ1}}, \end{cases} \quad (3)$$

где P_c, Q_c – активная и реактивная мощности сети.

Полная мощность генератора на первой ступени работы определяется выражением:

$$S_{\text{СГ1}} = \sqrt{P_{\text{СГ1}}^2 + (P_c \operatorname{tg} \varphi_c + P_{\text{АМ1}} \operatorname{tg} \varphi_{\text{АМ1}})^2}. \quad (4)$$

Расчетные значения мощностей машин, потерь скольжения и КПД агрегата:

$$P_{\text{АМ1}} = P_c \frac{\left(n_{\text{СГ}} \frac{p_{\text{СГ}}}{p_{\text{АМ1}}} - n_{\text{ск min}} \right) i_2}{n_{\text{СГ}} \eta_{\text{АМ}} \eta_{\text{СГ}} - \left(n_{\text{СГ}} \frac{p_{\text{СГ}}}{p_{\text{АМ1}}} - n_{\text{ск min}} \right) i_2}; \quad (5)$$

$$P_{\text{СГ1}} = P_c \left(1 + \frac{\left(n_{\text{СГ}} \frac{p_{\text{СГ}}}{p_{\text{АМ1}}} - n_{\text{ск min}} \right) i_2}{n_{\text{СГ}} \eta_{\text{АМ}} \eta_{\text{СГ}} - \left(n_{\text{СГ}} \frac{p_{\text{СГ}}}{p_{\text{АМ1}}} - n_{\text{ск min}} \right) i_2} \right); \quad (6)$$

$$P_{ck1max} = P_{AM1} \eta_{AM} \left(1 + \frac{P_{AM1} n_{ckmin}}{60f} \right); \quad (7)$$

$$\eta_1 = \frac{P_C \eta_{DP} \eta_{CT}}{P_C + P_{AM1} (1 - \eta_{AM} \eta_{CT})}, \quad (8)$$

где η_{DP} – КПД дифференциального редуктора.

Механическая мощность АМ, работающей в двигательном режиме:

$$P_{AMM1} = P_{CT} \frac{n_{AM1} i_2}{n_{CT} \eta_{CT}}. \quad (9)$$

Полная мощность, потребляемая АМ в режиме двигателя:

$$S_{AM1} = \frac{P_{AM1}}{\cos \phi_{AM}}. \quad (10)$$

Автоматическая стабилизация скорости вращения и частоты СГ на 1-й ступени при изменениях нагрузки и скорости вращения входного вала осуществляется автоматически регулятором частоты, изменяющим напряжение на зажимах АМ и скольжение ее ротора относительно магнитного потока статора.

По мере увеличения скорости вращения входного вала от n_{lmin} скорость вращения вала АМ уменьшается от $n_{AMmax1} = -\frac{60f}{P_{AM1}} + n_{ckmin}$ до нуля, а затем

изменяет направление вращения на обратное. При этом скольжение ротора АМ n_{ck} пропорционально увеличивается.

При скорости вращения входного вала

$$n_{l-2} = \frac{n_{CT} + i_2 n_{ckmin}}{1 + i_1}. \quad (11)$$

ДАСПГА переходит на вторую ступень работы. Статорная обмотка АМ отключается и запитывается постоянным током, что соответствует работе АМ в режиме электродинамического тормоза. Поэтому активная, реактивная и полная мощность генератора равны: $P_{CT2} = P_C$; $Q_{CT2} = Q_C$; $S_{CT2} = S_C$.

Механическая мощность на валу асинхронной машины:

$$P_{AMM2} = \frac{P_{CT2} n_{AM} i_2}{n_{CT} \eta_{CT}}, \quad (12)$$

а мощность потерь скольжения, определяющая нагрев ротора АМ, составляет около 90% механической мощности P_{AM} . Максимальная и минимальная мощность скольжения на 2-й ступени агрегата:

$$P_{ck2max} = P_{CG2} \frac{0,9 \left(n_c \frac{P_{CG}}{P_{AM1}} + n_{ckmin} \right) i_2}{n_{CG} \eta_{CG}}; \quad (13)$$

$$P_{ck2min} = P_{CG2} \frac{0,9 n_{ckmin} i_2}{n_{CG} \eta_{CG}}. \quad (14)$$

Максимальное и минимальное значение КПД генераторного агрегата при номинальной нагрузке:

$$\eta_{2max} = \frac{P_C \eta_{DP}}{P_C + P_C \frac{1 - \eta_{CG}}{\eta_{CG}} + P_{ck2min} + P_B}; \quad (15)$$

$$\eta_{2min} = \frac{P_C \eta_p}{P_C + P_C \frac{1 - \eta_{CG}}{\eta_{CG}} + P_{ck2max} + P_B}, \quad (16)$$

где $P_B \approx 0,01 P_C$ – мощность возбуждения асинхронной машины; $\eta_{DP} \approx 0,97$ – КПД редуктора.

Стабилизация скорости вращения и частоты СГ на 2-й ступени при изменении нагрузки и скорости вращения входного вала обеспечивается автоматически регулятором частоты, изменяющим возбуждение АМ.

Асинхронная машина работает в режиме электродинамического тормоза до тех пор, пока скорость вращения входного вала достигнет значения

$$n_{2-3} = \frac{n_{CG} + \left(\frac{60f}{P_{AM1}} + n_{ckmin} \right) i_2}{1 + i_1}, \quad (17)$$

После этого статорная обмотка АМ вновь подключается к трехфазной сети переменного тока, но с обратным чередованием фаз по отношению к двигателльному режиму работы. С этого момента начинается работа агрегата на третьей ступени, когда АМ работает в генераторном режиме, отдавая в сеть активную и потребляя реактивную мощность.

Электрические мощности агрегата на 3-й ступени определяются следующими равенствами:

$$P_{AM3} = P_C \frac{n_{P3} i_2}{n_{CG} + n_{P3} i_2}, \quad (18)$$

где $n_{P3} = \frac{60f}{P_{AM3}}$ - синхронная скорость вращения поля АМ на 3-й ступени;

$$P_{CG3} = P_C \frac{n_{CG}}{n_{CG} + n_{P3} i_2}. \quad (19)$$

Максимальное значение мощности потерь скольжения на 3-й ступени:

$$P_{ek3max} = P_{AM3} \frac{n_{AM3max} - n_{P3}}{n_{P3}}. \quad (20)$$

Минимальное значение мощности потерь скольжения на 3-й ступени:

$$P_{ek3min} = P_{AM3} \frac{n_{ek3min}}{n_{P3}}. \quad (21)$$

Полная мощность АМ на 3-й ступени:

$$S_{AM3} = \frac{P_{AM3}}{\cos \varphi_{AM3}}. \quad (22)$$

Полная мощность СГ и его коэффициента мощности на 3-й ступени:

$$S_{CG3} = \sqrt{(P_C - P_{AM3})^2 + (S \sin \varphi_C + S_{AM3} \sin \varphi_{AM3})^2}; \quad (23)$$

$$\cos \varphi_{CG3} = \frac{P_C - P_{AM3}}{S_{CG3}}. \quad (24)$$

Максимальное значение КПД генераторного агрегата на 3-й ступени при номинальной нагрузке:

$$\eta_{3max} = \frac{P_C \eta_{DP}}{P_C + P_{CG3} \frac{1 - \eta_{CG}}{\eta_{CG}} + P_{ek3min} + \sum \Delta P_{AM-DT}}, \quad (25)$$

где $P_{\text{ск3min}} = \frac{n_{\text{ск3min}}}{n_{\text{п3}}} -$ минимальное значение потерь скольжения на ступени;
 $\sum \Delta P_{\text{AM-DT}}$ - суммарные потери АМ и УДТ без учета скольжения.

Минимальное значение КПД агрегата на 3-й ступени при номинальной нагрузке:

$$\eta_{3\text{min}} = \frac{P_C \eta_{DP}}{P_C + P_{\text{СГ3}} \frac{1 - \eta_{CE}}{\eta_{CE}} + P_{\text{ск3max}} + \sum \Delta P_{\text{AM-DT}}}, \quad (26)$$

где $P_{\text{ск3max}} = P_{\text{AM3}} \frac{n_{\text{п3}} + n_{\text{ск3min}}}{n_{\text{п3}}}.$

Приведенные выше выражения позволяют анализировать законы изменения мощностей ДАСПГА с дроссель-трансформаторным регулятором напряжения при изменении электрической нагрузки и режимов работы авиаагрегатов, а также оценить величины тепловых потерь и коэффициента полезного действия агрегата по ступеням его работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Красношапка М.М. Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты.- Киев: Техника, 1974, 168с.
2. Мишин С.В., Голованов И.Г. Проблемы генерирования электрической энергии переменного тока постоянной частоты на современных воздушных судах. Научный вестник МГТУ ГА, серия «Авионика и электротехника», 2007 г., с.132-135.

УДК 629.7.052

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ВОЗМОЖНОСТЬ СЕРТИФИКАЦИИ ЦИФРОВЫХ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Кивокурцев А.Л.

*Кафедра авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов*

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
kivokurtsev_al@mail.ru*

В статье приведены сравнительные показатели основных технических характеристик "центрального вычислительного ядра" интегрированных комплексов первого и второго поколений и их прогноз для следующих поколений. Приведен подход по сертификации

сложных интегрированных систем концерном AIRBUS. Процесс обеспечения безопасности/надежности использования авиационной техники, реализованный на AIRBUS при создании самолета A-380 в основном аналогичен порядку и процедурам, применяемым в отечественной практике создания и сертификации сложных интегрированных бортовых систем авиационной техники, в основу которой положен анализ функциональных отказов систем.

Постоянный рост авиаперевозок и, как следствие, повышение плотности воздушного движения, особенно в аэроузловых зонах крупных аэропортов и на напряженных воздушных трассах, заставляет искать все новые и новые средства и методы обеспечения безопасности полетов в сочетании с повышением пропускной способности воздушного пространства. Технические комитеты ИКАО, Евро-контроля, рабочие группы SAE, RTCA, EUROCAE и других организаций ведут напряженную работу по поиску оптимальных путей решения перспективных задач аeronавигации. При этом исследуется возможность применения самых передовых технологий и разработок. Естественно, невозможно представить, что реализация новых функциональных задач должна идти по пути простого наращивания состава оборудования, приводящего к повышению нагрузки на экипаж за счет выдачи все большего объема информации. Исследования причин летных происшествий "по вине экипажа", показали, что главная причина этого заключается в том, что при создании авиационной техники не учитывались законы психической деятельности летчика, неожиданно попадающего в нештатную ситуацию; 82% тяжелых летных происшествий "по вине экипажа" являются следствием перехода психики пилота в десинхронизированные режимы функционирования.

Таким образом, встает вопрос о необходимости, с одной стороны, глубокой аппаратно-программной интеграции оборудования и информационно-управляющего пространства и, с другой стороны, проведения эргономических и психофизиологических исследований с целью оптимизации объема и характера выдаваемой экипажу информации и сигнализации. Возрастание роли электронного оборудования (авионики), его фактическое преобладание в контуре управления самолетом накладывают дополнительные требования на надежность, отказоустойчивость и живучесть бортового оборудования, вызывают необходимость разработки средств и методов предупреждения и предотвращения ошибочных действий пилотов.

На рисунке 1 приведены сравнительные показатели основных технических характеристик "центрального вычислительного ядра" интегрированных комплексов первого и второго поколений и их прогноз для следующих поколений.

Как видно из данного прогноза, для перспективных комплексов III и последующих поколений вопрос обеспечения требуемым объемом памяти Q и быстродействием F не является ограничением с точки зрения принятия

решения об архитектуре комплекса и распределении задач внутри него, не увеличивая при этом массу M и потребляемую мощность P .

Однако, принятая сегодня идеология построения комплекса как системы резервированных обособленных функциональных систем, взаимодействующих между собой по жестко определенным протоколам, не позволяет в практически полной мере использовать весь комплекс вычислительных ресурсов, присущих современному комплексу, ограничивая показатели надежности возможностями микрэлектронной технологии. Необходимо разработать принципиально новые архитектуры интегрированных комплексов авионики, основанные на многократно возросших ресурсах бортовой измерительно-вычислительной техники и новых технологиях проектирования и производства систем.

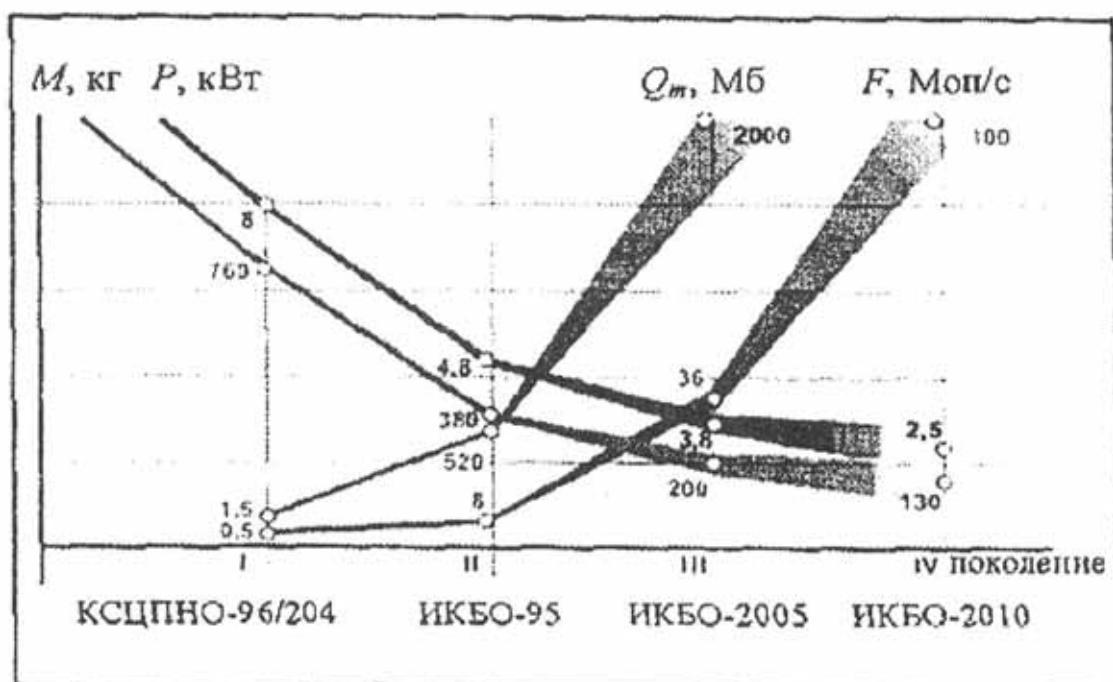


Рисунок 1. Сравнительные показатели основных технических характеристик "центрального вычислительного ядра" ИКБО разных поколений.

К технологиям, определяющим перспективный технический облик ИКБО, позволяющим избежать указанного недостатка, относится, прежде всего, технология сетевой обработки информации. Вычислительно-коммутационная среда ИКБО рассматривается как *сетевая* информационно-управляющая вычислительная система, в которой интеграция ресурсов производится путем организации связей между ее элементами на основе сетевой технологии. Такая система должна обеспечивать возможность программно-управляемой реконфигурации в процессе штатной работы (полета) с целью оптимизации характеристик отказоустойчивость-производительность, обеспечивая вероятность отказа в режиме максимальной отказоустойчивости не более 10^{-9} и

производительность в режиме максимальной производительности не менее 1-2 млрд. опер./с.

Такое перераспределение задач между ресурсами в наибольшей степени осуществимо, если:

- вычислительные ресурсы в максимально достижимой степени однородны, связи между ними регулярны (при этом, например, возможно применение скользящего резервирования, наиболее эффективного с точки зрения использования избыточности оборудования);
- кратность резервирования централизованных вычислительных ресурсов достаточно высока;
- участие в замещении отказавшего оборудования могут принимать в пределе все вычислительные ресурсы: не только централизованные, пространственно сосредоточенные в пределах одного конструктивно-функционального модуля (блока, контейнера) и объединенные системной шиной, но также рассредоточенные по всему летательному аппарату и связанные между собой каналами информационного обмена;
- возможности обработки любой задачи любым вычислительным ресурсом не ограничиваются функциональной специализацией ресурсов;
- источники информации (датчики) доступны всем обрабатывающим устройствам через интегрированную среду информационного обмена. Неоднородность датчиков (физическая, информационная) компенсирована адаптирующими средствами: локальными концентраторами и обрабатывающими устройствами, сетевыми контроллерами;
- скоростные характеристики среды информационного обмена обеспечивают время доступа к удаленным вычислительным ресурсам, сопоставимое с локальным доступом.

Одним из главных структурных нововведений должна стать полная интеграция цифровых систем авионики в целом, включая системы:

- управления самолетом и силовой установкой;
- управления самолетным оборудованием;
- диагностики состояния и бортового технического обслуживания всех изделий и агрегатов самолета и др.

Все это должно быть реализовано на единой технологической базе с внедрением унифицированного модульного принципа во все цифровые системы и блоки.

Эффективность такого подхода может быть проиллюстрирована результатами проведенного НИИАО теоретического анализа влияния повышения надежности и степени унификации вычислительных модулей на затраты по их поддержанию в эксплуатации, из которого следует, что повышение надежности вычислительных модулей в 6 раз (с 5 000 до 30 000 летних часов) при действующей системе техобслуживания приводит к сокращению эксплуатационных расходов всего в 2 раза. В то же время, если такое повышение надежности сопровождается одновременно 100%-ной

унификацией модулей, достигается общий эффект снижения эксплуатационных расходов в 8 раз.

Ключевым вопросом внедрения сетевых технологий в комплексы бортового оборудования является применение волоконно-оптических средств передачи информации, открывающих возможность решения важнейшей задачи - минимизации времени доступа к удаленным вычислительным и информационным ресурсам, т.е. обеспечения максимальной информационной связанности технических средств ИКБО в реальном времени с минимальными задержками и детерминированным предсказуемым временем передачи информации.

Несомненно, переход на новую архитектуру ИКБО существенно повлияет на процессы разработки, испытаний, оценки соответствия заданным функциональным требованиям и требованиям по безопасности, а также окажет серьезное влияние на процесс сертификации такого комплекса бортового оборудования.

Очевидно, современное и тем более следующие поколения авионики не могут проектироваться и оцениваться на основе исключительно традиционного подхода "черных ящиков". В мировой и отечественной практике применительно к авионике все шире используется понятие "*сложная интегрированная система*". При этом исходят из того факта, что при создании современных высоко интегрированных сложных систем растут риски возникновения ошибок проектирования (как ошибок собственно разработки, так и ошибок при формировании требований). Зачастую оказывается невозможным разработать ограниченную во времени программу сертификационных испытаний системы, результаты которой достоверно продемонстрировали бы ее летную годность при отсутствии ошибок проекта.

В связи с этим для доказательства соответствия требованиям безопасности систем, наряду с традиционными подходами, должны использоваться и новые методы, основанные на гарантии необходимого уровня качества разработки. Эти методы базируются на организации совместно с собственно проектированием следующих вспомогательных процессов (рисунок 2):

- координации сертификационных работ;
- оценки безопасности;
- проверки правильности требований;
- проверки правильности реализации требований;
- управления конфигурацией;
- подтверждения качества разработки.

Перечисленная совокупность процессов должна быть организована на всех уровнях проектирования от функций самолета до их реализации в конкретных изделиях и на протяжении всего жизненного цикла авионики и самолета в целом. Эти вспомогательные процессы направлены на своевременное обнаружение и корректировку ошибок проектирования. Глубина и широта охвата перечисленными процессами собственно разработки зависят от

критичности реализуемых функций. Описанный подход к проектированию и сертификации сложных интегрированных систем авионики широко используется на Западе и активно внедряется в отечественных разработках.

Концепция заданного уровня качества проектирования предусматривает обеспечение летной годности, безопасности, надежного выполнения функций на протяжении всего жизненного цикла самолета и его авионики. Реализация концепции переносит акцент сертификационной работы с разовой оценки и доказательства соответствия авионики нормам летной годности на организацию перечисленных выше вспомогательных процессов, направленных на поиск и исключение ошибок проектирования при тесном взаимодействии с сертифицирующими органами на протяжении всего процесса создания и эксплуатации авиационной техники.

Методы сертификации сложных интегрированных систем авионики предложены в соответствующих регламентирующих документах SAE (A-Rxxxx), RTCA(DO-xxx) и EUROCAE (ED-xxx). В основу сертификационной работы положено, как и ранее, обеспечение безопасности/надежности использования авиационной техники, но на новых принципах и методах.

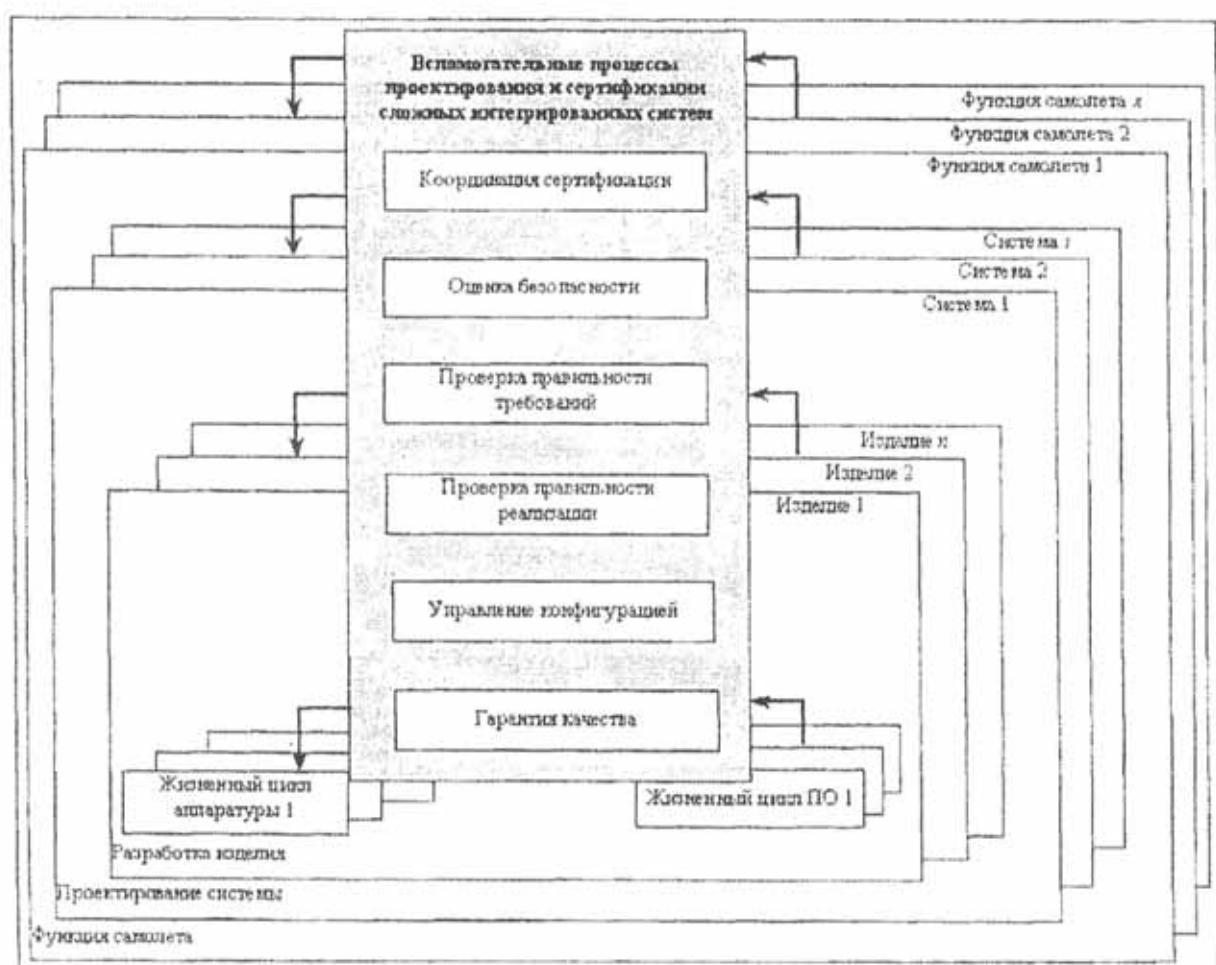


Рисунок 2. Процесс реализации функций самолета.

Большой опыт по сертификации сложных интегрированных систем имеет концерн AIRBUS. Процесс обеспечения безопасности/надежности, реализованный на AIRBUS при создании самолета A-380, изображен на рисунке 3, где видно, что в основном процесс аналогичен порядку и процедурам, применяемым в отечественной практике создания и сертификации сложных интегрированных бортовых систем авиационной техники, в основу которой положен анализ функциональных отказов систем.

Однако, на приведенном рисунке следует отметить повышенную роль анализа общих причин возможных отказов, который содержит:

- анализ особых рисков (включает рассмотрение внешних событий или влияний, которые могут нарушить требование независимости и оказывать влияние на несколько зон самолета). Некоторые из этих рисков служат одним из специфических требований норм летной годности. Примером особых рисков могут быть взрыв или пожар двигателя, разрыв шины и т.д.;
- зональный анализ - включает рассмотрение зон самолета с точки зрения размещения оборудования и снижения возможных рисков взаимного влияния бортовых систем;
- анализ общих режимов - включает доказательство того, что отказы, которые должны быть независимыми, действительно независимы;
- анализ влияния человеческого фактора - анализ влияния ошибок летного экипажа и обслуживающего персонала.

Анализ общих причин возможных отказов проводится на всех этапах проектирования. Особо важную роль он имеет на ранних стадиях проекта, поскольку в этом случае можно еще корректировать архитектуру системы. С другой стороны, результаты такого анализа могут быть подтверждены лишь при реализации системы. Как показывает отечественный и мировой опыт, процессный подход к созданию авионики на основе соответствующей регламентирующей базы позволяет успешно решить задачу сертификации интегрированного БРЭО при гарантии высокого уровня качества и безопасности авиационной техники [1].

Таким образом, тенденции развития современных цифровых ПНК тесно связаны с практическими достижениями в области искусственного интеллекта. Это обстоятельство, несомненно, должно отразиться самым благоприятным образом на решении проблемы безопасности полетов.

В заключение следует отметить, что применение ПНК на базе цифровых вычислительных систем будет предъявлять высокие требования к эксплуатационным предприятиям, летному составу, обслуживающему техническому персоналу, а также в плане качественной подготовки специалистов к высшим учебным заведениям Гражданской авиации.

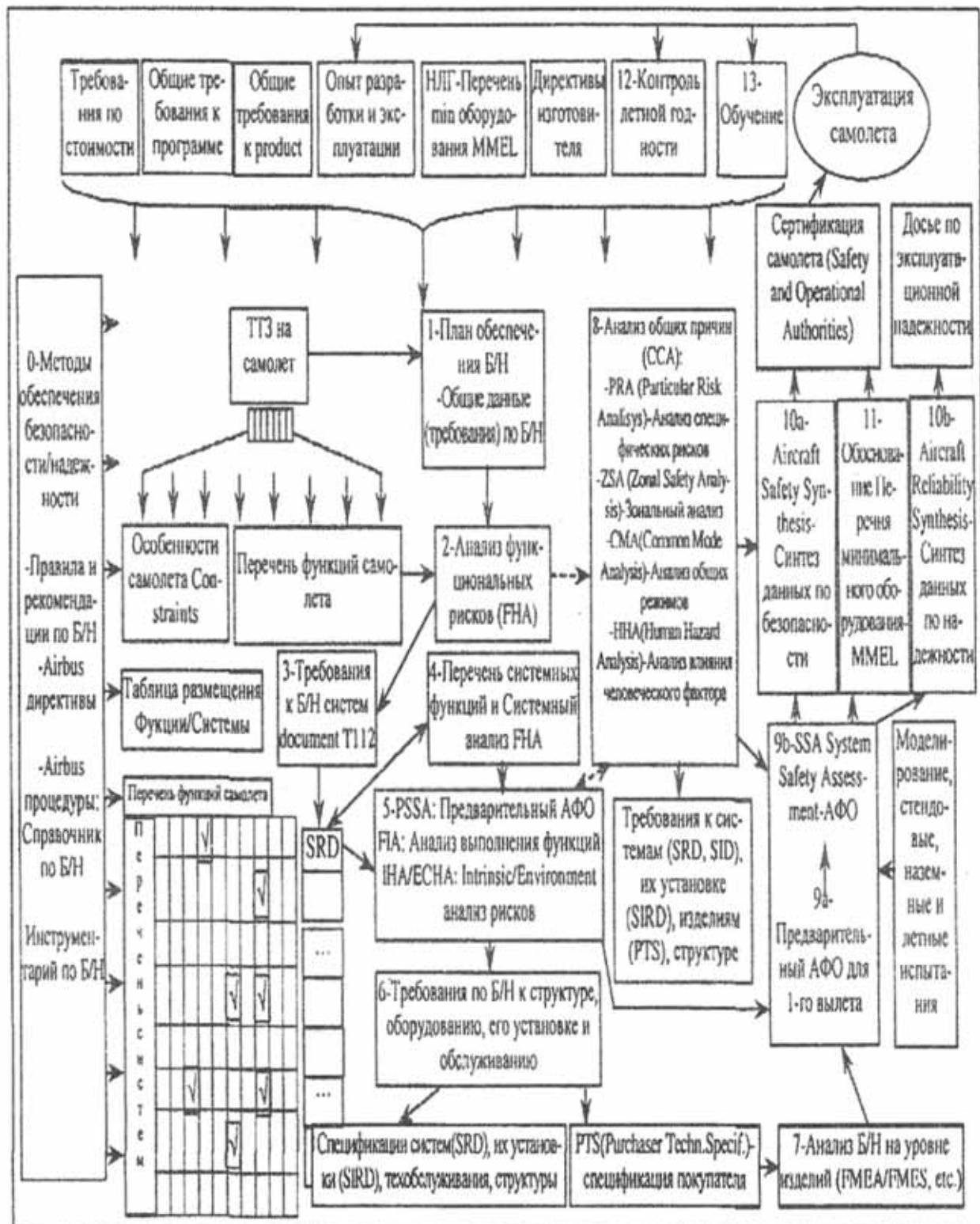


Рисунок 3. Процесс обеспечения безопасности/надежности (Б/Н) в программе AIRBUS A380 (по материалам J-P Heckmann).

ЛИТЕРАТУРА

1. Евгенов А.В. Направления развития интегрированных комплексов бортового оборудования самолетов гражданской авиации. - ФГУП НИИАО. Авиакосмическое приборостроение, № 2, 2003.

УДК 629.7.054.07

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАГНИТНОГО КУРСА В ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Голованов И.Г.

*Кафедра авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов*

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Golovanov_IG@mail.ru

Сазонова Н.Г.

*Кафедра электроснабжения промышленных предприятий
Ангарская государственная техническая академия (АГТА)*

ngsazonova@yandex.ru

Применение на воздушном судне (ВС) информации о магнитном курсе (ψ_{mk}) актуально и в настоящее время. Одним из направлений повышения точности определения ψ_{mk} является аналитический метод. Этот алгоритм реализует бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) в пилотажно – навигационном комплексе воздушного судна (ПНК ВС). Алгоритм определяет и компенсирует ошибку ($\Delta\psi_{mk}$) от влияния внешних факторов при измерении индукционным датчиком (ИД) курсовой системы (КС) горизонтальной составляющей магнитного поля Земли (МПЗ).

Использование информации о магнитном курсе в ПНК ВС необходимо экипажу для выполнения взлёта и посадки, это курсы взлёта и посадки ($\psi_{mk, взлета}$, $\psi_{mk, посадки}$). Информация ψ_{mk} применяется в самолётовождении и на маршруте. Следует отметить, что курсовые системы, использующие информацию о геомагнитном поле Земли, являются автономными системами и при выходе из строя GPS системы или инерциальной системы навигации (ИНС), являются резервной курсовой системой. Поэтому системы этого класса до сих пор используются в ПНК ВС. Геомагнитное поле Земли используется человечеством уже давно. Попытки объяснения явлений магнетизма и практического использования магнитных полей, начались в доисторические времена. Первыми трудами в этой области являются трактат «О магните» Петра

Перенгринуса (XII век), а так же классические труды по теории магнитного поля В. Гилберта, Ш. Кулона, К. Гаусса, М.В. Ломоносова, С. Пуассона, Л. Эйлера, Дж. Эри, И.П. Колонга, А.Н. Крылова [1].

Современные курсовые системы (КС) определяют $\psi_{\text{мк}}$ с точностью до 1^0 (ТКС-П) [2]. Как показывает практика, точность КС, использующих магнитное поле Земли (МПЗ), зависит от следующих факторов:

- инструментальной ошибки индукционного датчика ИД;
- вариации магнитного поля Земли;
- нескомпенсированности магнитных полей ВС.

Магнитное поле Земли H_T является суммой нескольких полей, имеющих различные причины, а именно [3]

$$H_T = H_0 + H_m + H_a + H_e + \delta H_T,$$

H_0 – дипольное поле, создаваемое однородной намагниченностью земного шара;

H_m – недипольное поле, вызываемого внутренними причинами, связанными с неоднородностью глубоких слоёв земного шара;

H_a – поле, обусловленное намагниченностью верхних слоёв земного шара;

H_e – поле, связанное с внешними причинами;

δH_T – поле вариаций, поле вековых вариаций магнитного поля Земли.

Общие закономерности изменений (вариаций) элементов земного магнетизма в течение года носят:

- глубинный характер источников вековых вариаций;
- связь вековых вариаций с локальными особенностями геологического строения Земли;
- зависимость их от солнечной и магнитной активности (рисунок 1) [4];
- обусловленность вековых вариаций наличием «западного дрейфа», т.е. перемещение всей системы изолиний материковых аномалий с востока на запад, т.е. смещение фокусов мировых аномалий.

Наибольшее влияние на точность КС оказывает нескомпенсированность магнитных полей ВС, которые оказывают влияние в виде помехи на чувствительный элемент индукционного датчика ИД, при измерении горизонтальной составляющей МПЗ.

Магнитное поле ВС имеет сложную структуру. Его формирование происходит под влиянием и при сложном взаимодействии множества факторов как естественной, так и искусственной природы. Измерение параметров магнитного поля ВС неизбежно осуществляется на фоне МПЗ, поэтому непосредственное измерение параметров вектора магнитной индукции поля ВС, величина которого на несколько порядков меньше величины вектора МПЗ, возможно лишь при косвенных градиентных измерениях магнитной индукции на некоторой конечной пространственной базе, что предъявляет трудно реализуемые на практике аппаратурные требования. Получение необходимой

информации о магнитном поле ВС при скалярных измерениях требует расширения параметрического пространства измерений.

Первая составляющая помехи, связанная с движением ВС, определяется составляющими суммарного вектора индукции магнитного поля ВС B_N в точке размещения индукционного датчика, которая является суммой векторов постоянного B_p и индукционного B_I полей, создаваемых ферромагнитными массами носителя, а также поля вихревых токов в токопроводящих элементах конструкции ВС B_E [5, 6, 7, 8, 9]

$$B_N = B_p + B_I + B_E.$$

Вектор B_p связан с системой координат ВС и изменяет свою ориентацию относительно вектора МПЗ T при движении ВС соответственно пространственной ориентации. Вектор B_I зависит от ориентации магнитных масс ВС в МПЗ и связан с вектором T линейным соотношением

$$B_I = [P_I] \cdot T,$$

где P_I – тензор индуктивной составляющей (тензор Пуассона).

Вектор B_E является функцией скорости временных изменений ориентации ВС в МПЗ и может быть представлен с помощью тензора P_E линейной зависимостью



Рисунок 1. Вариации составляющих магнитного поля Земли. $Z(R)$ – вертикальная составляющая МПЗ; $H(R)$ – горизонтальная составляющая МПЗ; $D(L)$ – магнитное склонение.

$$B_E = [P_E] \frac{\partial T}{\partial t},$$

Изменяющийся во времени по величине и направлению при перемещении ВС суммарный вектор B_N создаёт на выходе индукционного датчика сигнал помехи, который формируется аналогично полезному сигналу. В случае модульных измерений – это изменение модуля МПЗ T . Приращение модуля вектора T за счёт вектора B_N определяется при модульных измерениях скалярным произведением

$$B_{N_T} = (B_N \cdot T_0) = (B_p \cdot T_0) + [(P_I T_0 \cdot T_0) + (P_E T_0 \cdot T)] \cdot T, \quad (1)$$

где T_0 – орт вектора T .

Для произвольной системы координат XYZ , связанной с ВС, зависимость (1) [1] можно представить в виде линейного уравнения, используя направляющие косинусы вектора T

$$B_{N_T} = \sum_{i=1}^{18} a_i \cdot K_i, \quad (2)$$

где a_i – коэффициенты; K_i – направляющие косинусы.

Оценка магнитного состояния ВС при такой модели сводится к поиску подходящего способа решения системы линейных уравнений относительно коэффициентов a_i .

Для компенсации магнитных помех носителя (МПН) используется следующая математическая модель [1]

$$H_{MPN} = H_p + H_i + H_{ed} + H_{eq},$$

где H_p – постоянная составляющая поля помехи, $H_p = \sum p_i \cdot \mu_i$;

$$H_i - \text{индуктивная составляющая помехи, } H_i = H_E \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 a_{ij} \cdot \mu_i \cdot \mu_j;$$

H_{ed} – составляющая помехи от вихревых источников поля,

$$H_{ed} = H_E \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 b_{ij} \cdot \mu_i \cdot \mu_j;$$

H_{eq} – составляющая помехи (МПН), возникающая при переключении бортового оборудования (БО),

$$H_{eq} = \sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^3 p_i^j \cdot \mu_i \cdot (I_i - I_{0i}).$$

где I_i, I_{0i} – значения токов в цепи i -го электроагрегата – мгновенное значение тока и ток до переключения БО;

$$\mu_i - \text{направляющие косинусы: } \mu_1 = \frac{H_x}{H_E}; \mu_2 = \frac{H_y}{H_E}; \mu_3 = \frac{H_z}{H_E}, H_x, H_y, H_z - \text{составляющие } H_E \text{ вдоль осей ВС } H_E = \sqrt{H_x^2 + H_y^2 + H_z^2};$$

p'_i – коэффициенты помехи от БО.

Если магнитные помехи H_p, H_i, H_{ed} , создаваемые ферромагнитными массами ВС и полями вихревых токов, достаточно изучены, то влияние помех БО ВС на индукционный датчик нуждается в дополнительном пояснении.

Помеха H_{eq} , функционально не связана с параметрами движения ВС и обусловлена в основном коммутацией авиационного и радиоэлектронного оборудования ВС. При коммутациях в бортовом оборудовании, когда скорость нарастания переднего фронта импульса вызывает изменение магнитного поля, которое более чем на порядок превышает аналогичный параметр полезного сигнала ИД, называют помехами от бортового оборудования [1].

Когда ток, потребляемый агрегатом, не меняется во времени, создаваемая им помеха аналогична помехе от постоянного намагничивания ферромагнитных масс ВС и, следовательно, подавляется компенсатором магнитной помехи ВС. Если же бортовое оборудование переключается, то в его цепи происходит переходный процесс, по завершении которого устанавливается новое равновесное значение тока. При этом меняется постоянная составляющая помехи, что вызывает переходный процесс на выходе индукционного датчика (рисунок 2) [1].

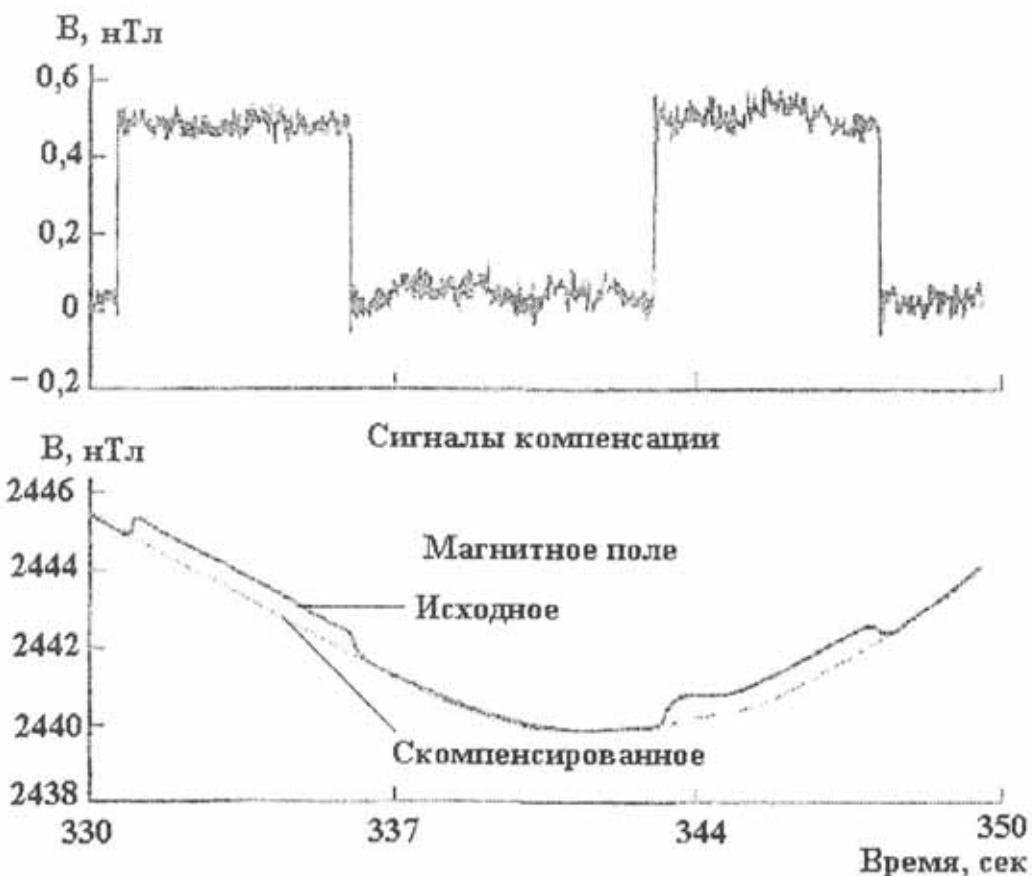


Рисунок 2. Компенсация помехи от бортового оборудования.

Алгоритм повышения точности определения магнитного курса в ПНК ВС:

А. Предварительная работа.

Выполняется на специально подготовленной площадке с наименьшими магнитными помехами.

1. Определение и компенсация магнитных помех, оказывающих влияние на ИД. Компенсация полукруговой и четвертной девиаций.

2. Определение коэффициентов компенсации помех от БО [1]:

– определение элементов БО, в цепи которых следует установить датчики тока (ДТ). На этом этапе ВС последовательно устанавливается на четыре ортогональных курсах, на каждом из которых производится переключение элементов БО, по заранее установленному перечню, и контролируется величина создаваемой при этом помехи. По полученным данным определяются источники БО, создающие наибольшую помеху индукционному датчику, и в их цепи устанавливается ДТ, для измерения тока импульса переключения в полёте;

– измерение помехи от бортового оборудования выполняется с использованием дифференциальных магнитометров. Датчик опорного магнитометра устанавливается вблизи ВС. Измерение повторяется на каждом из четырёх ортогональных курсах. По полученным данным составляется и решается система уравнений для коэффициентов компенсации помехи от БО P_i^l . Значения коэффициентов P_i^l вводятся в память бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) ПНК ВС.

Б. Реализация алгоритма повышения точности определения магнитного курса в БЦВМ ПНК ВС.

1. Вычисление значений от ДТ: $(I_l - I_{0l})$

2. Введение значений компонентов вектора МПЗ H_l, H_r, H_v от ТКМ установленного на ВС.

3. Вычисление напряжённости МПЗ H_E по составляющим H_l, H_r, H_v ,

$$H_E = \sqrt{H_l^2 + H_r^2 + H_v^2}.$$

4. Вычисление значений направляющих косинусов μ_i , образованные вектором напряжённости МПЗ H_E и осями носителя ИД:

$$\mu_1 = \frac{H_l}{H_E}; \quad \mu_2 = \frac{H_r}{H_E}; \quad \mu_3 = \frac{H_v}{H_E}.$$

5. Вычисление помехи от БО: $H_{eq} = \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^3 p_i^l \cdot \mu_i \cdot (I_l - I_{0l})$

6. Ввод компенсирующего сигнала в значение магнитного курса от КС:

$$\psi_M = \psi_{M\text{ ИД}} - H_{eq}.$$

На рисунке 3 представлена структурная схема реализации алгоритма повышения точности определения магнитного курса ВС.



Рисунок 3. Структурная схема алгоритма определения магнитного курса ВС.

Выводы:

1. Современные бортовые ПНК ВС предъявляют высокие требования к точности пилотажно – навигационной информации ВС. С этой целью внедряются и совершаются новые бортовые системы такие, как GPS, одним из существенным недостатком которых является неавтономность. Инерциальные системы автономны, но ошибка счисления нарастает со временем. Поэтому навигационные системы, использующие информацию о МПЗ, являются резервными на борту ВС.

2. Повышение точности КС при измерении ψ_{mk} актуально и в наши дни. Одним из способов повышения точности является аналитический метод определения погрешности измерения магнитного курса при нестационарности МПЗ и влиянии внешних факторов (помех). Если погрешность измерения ψ_{mk} снизить до $\pm 30 \text{ нТл}$, то погрешность при измерении ($\Delta\psi_{mk}$) не превысит $\pm 0,1^\circ$ [1]. Погрешность от БО для МИ-8 составляет 120 нТл , для АН-26 30 нТл [1]. Использование аналитического метода при анализе ошибок в определении магнитного курса ВС позволяет снизить погрешность измерения как минимум в пять раз.

ЛИТЕРАТУРА

1. Семёновский Р.Б., Аверкиев В.В., Яроцкий В.А. Специальная магнитометрия. – Спб.: Наука, 2002. – 228 с.
2. Техническое описание точной курсовой системы ТКС – П.

3. Яновский В.М. Земной магнетизм. Изд ЛГУ. 1964.
4. Отчёт обсерватории института физики солнца и земли СО РАН. – Иркутск.: Институт физики Солнца и Земли СО РАН, 1998.
5. Резник Э.Е., Канторович В.А. Некоторые вопросы компенсации магнитных помех самолёта. Геофизическое приборостроение. Вып. 18. 1964.
6. Хвостов О.П. Теория разделения магнитных помех носителя магнитометра. Геофизическое приборостроение. Вып. 14. 1964.
7. Яроцкий В.А. Методы подавления магнитных сигналов в авиационных системах локации магнитных объектов. Зарубежная радиоэлектроника. 1987. № 6.
8. Barrie W., Leach. Aeromagnetic Compensation as a Linear Regression Problem // Information Linkage between Applied Mathematics and Industry. I I/ Academic Press, 1980. P. 139 – 161.
9. Bicrell S.H. Small Signal Compensation of Magnetic Fields Resulting from Aircraft Maneuvers // IEEE Trans. 1979. Vol. AES – 15, № 4.

УДК 629.7.058.4

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ БОРТОВОГО ЭЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСА САМОЛЕТОВ

Мухопад А.Ю., Мухопад Ю.Ф., Дунаев М.П.

*Иркутский государственный университет
путей сообщения (ИрГУПС)
sizykh@irgups.ru*

Рассматриваются новые принципы организации контроля исправности бортового электронного оборудования в полетном режиме, позволяющие реализовать средства контроля с уменьшением объема памяти в десятки тысяч раз.

Современное электронное обеспечение гражданской авиации основано на применении электронных схем высокого уровня интеграции, микропроцессоров, микроконтроллеров, интеллектуальных датчиков и сложных исполнительных систем управления на основе сильноточных электронных приборов и подсистем пневмоавтоматики. Несмотря на использование резервирования и предполетный тестовый контроль, необходим и динамический контроль в период полета в связи со сложностью связей между системами и воздействием на аппаратуру большого числа факторов (вибрации, температурные перепады, электромагнитные возмущения, нарушения стабильности электропитания и др.). Наиболее эффективный метод контроля системы блоков со сложными взаимосвязями (включая обратные связи) предложен П.П. Пархоменко [1], а при съеме информации параметров от всех

блоков для оценки их работоспособности подход развит Ю.Ф. Мухопадом и А.Н. Буиновым [2]. В работах М.П. Дунаева [3] дано дальнейшее развитие этих методов с учетом, как минимизации числа проверок, так и экономической составляющей. Для таких проверок необходимо создание специализированных систем реального времени (СРВ), которыми должны управлять сложные микропрограммные автоматы (МПА), так как число логических условий (соответствие или несоответствие параметров того или иного блока) достаточно велико. Операционные устройства СРВ создаются на базе БИС ОЗУ, ПЗУ и микропроцессоров, причем в структуре таких СРВ объем затрат на реализацию МПА может составлять 40 – 50 % и более. То есть возникает вопрос («кто будет сторожить сторожей») можно ли считать достоверной проверку СРВ, если «сердце» СРВ в виде МПА само не надежно.

МПА, как правило, реализуется по схеме автоматов Мура, работающих на основе уравнений

$$\begin{aligned} a(t+1) &= F_1(a(t), \alpha_1 \alpha_2 \dots \alpha_q), \\ A(t) &= F_2(a(t)), \end{aligned} \quad (1)$$

где $a(t), a(t+1)$ – состояние автомата в настоящий (t) и последующий ($t+1$) моменты времени; $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_q$ – множество внешних логических условий; $A(t)$ – система выходных команд МПА для управления самой СРВ; F_1 и F_2 – система булевых функций.

В работах [4, 5] предложен новый переход к синтезу МПА по уравнениям

$$\begin{aligned} a(t+1) &= F_1(a(t), \alpha_j), \\ A(t) &= F_2(a(t)), \quad j = F_1(a(t)), \end{aligned} \quad (2)$$

где j – номер (код) того α при состоянии $a(t)$, для которого проходит проверка α_j .

Структура нового МПА, соответствующая уравнениям (2), оригинальна [6] за счет включения в него специализированного мультиплексора и схемы определения j .

Главным фактором здесь является то, что вычислительные затраты на комбинационную схему МПА (а это 90 % его оборудования) удается снизить в сотни и тысячи раз. Действительно, объем ПЗУ, реализующего комбинационную схему МПА, для канонического автомата определяется как $V = m2^{m+q}$, а для новой структуры: $V = m2^{m+1}$. Это определяется тем, что в автомате Мура для анализа информации необходимо подать все q логических условий одномоментно за период T , отпущеный на один цикл контроля, а для нового автомата за тот же цикл T переменные подаются кратковременно и последовательно (τ). Например, при $T = (2-3)10^{-3}$ сек. величина τ для нового автомата равна $(0.1-1)10^{-7}$ сек. Величина 10^{-7} сек. в периоде 10^{-3} сек. столь мала, что можно и не рассматривать разницу в параллельную (одновременно все α за 10^{-7} сек.) и последовательную ($q \cdot 10^{-7}$ сек.) подачи. С точки зрения

временных затрат это можно и не учитывать. Однако разница как раз заключается в том, что в классических автоматах принципиально нельзя q переменных α подавать последовательно, иначе они не анализируются. Тогда как в новом автомате это стало возможным за счет применения новой методики синтеза МПА [4], основанной на формальном преобразовании исходного алгоритма контроля оборудования самолета (или другого летательного аппарата). Этот этап преобразования алгоритма относится к, так называемому, абстрактному синтезу автомата, однако, результат структурного синтеза по новой методике определяется степенью снижения сложности комбинационной схемы МПА через коэффициент $L = 2^{q-1}$, где q , по прежнему, число логических условий, поступающих на вход СРВ.

Обычно в одной группе контроля $q = 16 - 24$. Тогда степень снижения объема ПЗУ в МПА составляет $- 2^{15} \div 2^{23}$ раз, то есть при $m = 6$, $q = 16$ для реализации МПА по классической структуре потребовалось бы ПЗУ объемом $V = m2^{m+q} = 6 \cdot 2^{23}$ мегабита, а для $q = 23$ объем памяти составляет $V = 128$ МГБ (программа "защита в памяти" СРВ). Для нового автомата $V = m2^{m+1} = 6 \cdot 2^7 < 1$ килобита. Здесь m – разрядность кода числа состояний (N) автомата, определяемых количеством операторов в МПА для реализации алгоритма контроля. Так при $N \leq 64$ $m = 6$.

Сравните 128 мегабит и 1 килобит, а алгоритм контроля тот же, выходные команды $A(t)$ те же и в тот же период проверки T . А эти внутренние проверки за $1 \cdot 10^{-7}$ или $24 \cdot 10^{-7}$ сек. потребителя не интересуют. Другое дело, что при классическом методе синтеза по-другому сделать было нельзя и за контролепригодность приходилось платить высокую цену в виде излишних тысяч бит памяти.

Новая методика синтеза и оригинальная структурная организация МПА позволяют реализовать его на ПЗУ или ПЛМ с меньшей интегральной насыщенностью (вместо СБИС применить БИС, а то и схемы малой интеграции), а, следовательно, существенно снизить энергопотребление и повысить надежность. Количественные оценки можно получить только из практики, так как фирмы – производители БИС не сообщают данных об интенсивности отказов электронных компонентов, поступающих в продажу для гражданских применений. Видимо это коммерческая (а может быть и более глубокая) тайна.

Авторы новой методики синтеза МПА в какой-то мере решили и задачу «сторожей», так как предложили методику синтеза самоконтролируемых автоматов [7] и новый способ их резервирования [8] без применения мажоритарного выбора. Вопросы анализа и синтеза МПА обобщены в работе [5]. Таким образом, внедрение новых методов синтеза СРВ на базе применения простых и надежных МПА позволит по-новому решить задачу контроля неисправности электронного оборудования самолета в полетном режиме.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пархоменко П.П., Согомонян Е.С. Основы технической диагностики. – М.: Энергоатомиздат, 1981. – 319 с.
2. Мухопад Ю.Ф., Буинов А.Н., Скибинский В.Л. Устройство поиска неисправных блоков и элементов. А.с. СССР, № 1418071, БИ №31, 1988.
3. Дунаев М.П. Экспертные системы для насадки электроприводов. – Иркутск: ИрГТУ, 2004. – 132 с.
4. Мухопад А.Ю., Мухопад Ю.Ф. Методика синтеза сложных автоматов. – Новосибирск: Изв. НГТУ, 2009. – Вып. 1. С. 212 – 214.
5. Мухопад Ю.Ф. Теория дискретных устройств. – Иркутск: ИрГУПС. 2009. – 142 с.
6. Мухопад А.Ю., Мухопад Ю.Ф. Микропрограммный автомат. Патент РФ № 2008149344, 2008.
7. Мухопад Ю.Ф., Мухопад А.Ю., Бадмиева Т.С. Самоконтролируемый автомат. Патент РФ № 63588, БИ № 15, 2007.
8. Мухопад А.Ю. Обеспечение надежности сложных автоматов управления мехатроникой // Тр. Междунар. научной школы “Фундаментальные и прикладные проблемы надежности и диагностики машин и механизмов” – СПб.: Научный совет РАН по проблемам машиноведения и технологических процессов. 2009. – С. 17 – 19.

УДК 629.7.025.1

ДИАГНОСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОНТРОЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ СВОЙСТВ КРЫЛА ВОЗДУШНОГО СУДНА

Устинов В.В.

*Кафедра авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов*

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Ustinov_vv@mail.ru

Кашковский В.В.

Кафедра информационных систем

Иркутский государственный университет путей сообщения (ИрГУПС)
Kww542339@km.ru

В статье показана возможность отслеживания изменения жесткости крыла. Для достижения поставленной цели с помощью штатного оборудования самолета в полете измеряется первый тон крыла. Для этого устанавливаются три акселерометра на правой, левой консолях крыла и в центре масс летательного аппарата. Сигналы с

акселерометров поступают на устройство для записи. На земле происходит вычисление и оценка частот собственных изгибных колебаний левого и правого крыла. Результаты оценки накапливаются по множеству в группе обслуживания средств объективного контроля для статистической оценки снижения жесткости крыла на изгиб в процессе эксплуатации.

Известно, что в процессе эксплуатации самолета колебания крыла, статические нагрузки на него, коррозия силовых элементов конструкции и другие внешние причины вызывают постепенное снижение жесткости крыла самолета. Неконтролируемое снижение жесткости крыла может привести к полному его разрушению. Разрушение силовой конструкции крыла воздушного судна в полете невозможно парировать усилиями экипажа и всегда заканчивается авиационным происшествием с многочисленными человеческими жертвами. На практике для предупреждения разрушения конструкции планера периодически проводят профилактические осмотры.

Однако дефектация крыла крайне затруднена сложностью доступа к силовым элементам. Чаще всего осмотр крыла может быть проведен только с внешней стороны обшивки. Это позволяет обнаруживать явные признаки остаточной деформации крыла и наружные трещины, но не решает задачи обнаружения скрытых разрушений. Разборка крыла для осмотра его силовых элементов требует значительных материальных затрат.

Наиболее актуально раннее предупреждение разрушения силовых элементов крыла.

Известно, что в полете и при рулении по неровностям аэродрома могут возникнуть свободные (собственные) и, чаще всего, несвободные колебания частей планера. Собственные колебания крыла большого удлинения, заделанного в фюзеляж, характеризуются изгибными и крутильными колебаниями. Эти колебания совместны, так как линии центров тяжестей и жесткостей крыла обычно не совпадают. Возникновение изгибных колебаний вызовет крутильные и наоборот. Частоты собственных крутильных колебаний крыла на порядок больше, чем соответственные частоты изгибных колебаний. Для оценки жесткости крыла достаточно рассмотреть только изгибные колебания крыла в вертикальной строительной плоскости самолета (рисунок 1). Поэтому далее будем считать эти изгибные колебания раздельными, т.е. независящими от крутильных колебаний крыла.

Крыло представляет собой систему с распределенными массами и жесткостями и поэтому характеризуется бесконечным числом основных форм, частот и тонов изгибных колебаний.

Прогибы крыла, возникающие при собственных незатухающих колебаниях, могут быть представлены в виде суммы основных тонов

$$y(z,t) = \sum_{i=1}^{\infty} Y_i(z) A_{ci} \sin(\Omega_{ui} t + \varepsilon_i).$$

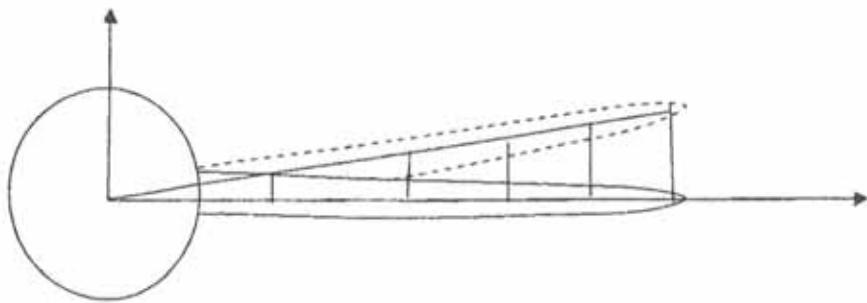


Рисунок 1. Изгибные колебания крыла в вертикальной строительной плоскости самолета.

Функции $Y_1(z)$, $Y_2(z)$,... называют первой, второй и т. д. основной формой собственных изгибных колебаний, а произведения

$$Y_1(z)A_{c1} \sin(\Omega_{u1} + \varepsilon_1), Y_2(z)A_{c2} \sin(\Omega_{u2} + \varepsilon_2)$$

первым, вторым тонами изгибных колебаний крыла (в порядке возрастания частот собственных изгибных колебаний Ω_{ui}). Сдвиги фаз ε_i и постоянные A_{ci} зависят от начальных условий.

Первая, вторая и третья формы изгибных колебаний консоли крыла, защемленной в фюзеляже, показаны на рисунке 2.

Формы и частоты собственных изгибных колебаний можно определить, если подставить $y(z,t)$ в дифференциальное уравнение колеблющейся консольной балки [1]

$$\frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(EI(z) \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right) + m(z) \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0,$$

где E - модуль упругости материала, принятого за основной; I - момент инерции редуцированного сечения крыла относительно нейтральной оси; EI - жесткость на изгиб.

Если предположить постоянство по размаху изгибной жесткости $EI = \text{const}$ и погонной массы крыла $m(z) = \text{const}$, то частота собственных изгибных колебаний крыла по первому тону равна:

$$\Omega_{u1} = \frac{3.53}{l_k^2} \sqrt{\frac{EI}{m}},$$

по второму тону –

$$\Omega_{u2} = 6.25\Omega_{u1},$$

где l_k - длина крыла.



Рисунок 2. Первая, вторая и третья формы изгибных колебаний консоли крыла.

Погонная масса крыла m зависит от уровня топлива в крыльевых баках. По мере выработки топлива в полете, частота первого тона увеличивается. С увеличением длины консоли l_k и погонной массы m частота собственных колебаний уменьшается. Этим, в частности, объясняется отличие в частотах крыльев тяжелых самолетов от крыльев легких самолетов. Так, частота собственных изгибных колебаний по первому тону для крыла маневренных самолетов соответственно равна 5...10 Гц, а для крыла неманевренных самолетов - 1...3 Гц.

Таким образом, для самолета конкретного типа при постоянном значении l_k частота первого тона пропорциональна жесткости крыла на изгиб:

$$EI = k\Omega_{i1}^2, \quad (1)$$

где $k = \frac{m_{LA}(M_k) \gamma_k^4}{12.46}$ - коэффициент пропорциональности; $m_{LA}(M_k)$ - условная погонная масса, определяемая конструкцией крыла данного типа летательного аппарата (ЛА) и функционально зависящая от массы топлива в крыльевых баках M_k .

Из (1) очевидны следующие соотношения:

1. Если измерять Ω_{i1} левого и правого крыла на протяжении нескольких полетов, то в разных полетах при $M_k = \text{const}$, $\Omega_{i1} = \text{const}$. При снижении жесткости крыла на изгиб Ω_{i1} уменьшается. В частности Ω_{i1} уменьшается при повреждениях крыла.

2. У нового самолета Ω_{i1} левого и правого крыла должны быть примерно равны при любых M_k , ввиду симметрии конструкции летательного аппарата.

Если измерять Ω_{i1} в каждом полете сразу после взлета, когда крыльевые топливные баки полны и условия измерения примерно постоянны ($M_k \approx \text{const}$), то для самолета, имеющего достаточную изгибную жесткость крыльев должны выполняться соотношения:

$$\Omega_{i1L} < C_1 \text{ и } \Omega_{i1P} < C_1, \quad (2)$$

где Ω_{u1l} - частота первого тона левого крыла; Ω_{u1p} - частота первого тона правого крыла; C_1 - предельно допустимое по изгибной жесткости значение отклонения частоты первого тона крыла для данного типа ЛА.

В процессе эксплуатации воздушного судна снижение изгибной жесткости левого и правого крыла не может происходить симметрично, поэтому при достижении предельно допустимых усталостных разрушений крыла будет выполняться неравенство:

$$|\Omega_{u1l} - \Omega_{u1p}| > C_2, \quad (3)$$

где C_2 - предельно допустимое значение несимметричности первого тона изгибных колебаний крыла для данного типа ЛА.

Коэффициенты C_1 и C_2 определяются опытным путем при выполнении летных испытаний самолета данного типа.

Таким образом, весьма актуальной практической задачей является измерение Ω_{u1l} и Ω_{u1p} , и периодический наземный контроль выполнения соотношений (2) и (3). Оценка и контроль изгибной жесткости крыла позволяет экономить значительные средства на планово-предупредительных и ремонтных мероприятиях, снизить стоимость авиационных перевозок и повысить безопасность полетов.

В полете на самолет действуют колебания турбулентной атмосферы. Для крыла они являются вынужденными колебаниями.

Для измерения колебаний крыла на концах левого и правого крыла предлагается установить два дополнительных датчика вибраций (акселерометра).

Наличие на борту трех датчиков вибрации позволяет записать на участке полета от t_1 до $t_1 + T_{oy}$, для последующей обработке на земле два сигнала:

$$\begin{aligned}\ddot{y}_l(l_k, t) &= n_{ul} - n_y; \\ \ddot{y}_p(l_k, t) &= n_{up} - n_y,\end{aligned}\quad (4)$$

После записи на борту сигналы (4) будут представлены в дискретном виде:

$$\begin{aligned}\ddot{y}_l(l_k, t) &= \ddot{y}_l(l_k, Tk), \quad k = \overline{1, N}; \\ \ddot{y}_p(l_k, t) &= \ddot{y}_p(l_k, Tk), \quad k = \overline{1, N},\end{aligned}\quad (5)$$

где T - период дискретизации; $N = \frac{T_{oy}}{T}$ - число точек измерения.

Выполнив интегрирование (5) получим

$$y_c(l_e, Tk) = T \sum_{j=1}^k \dot{y}_c(l_e, Tj), \quad k = \overline{1, N};$$

$$y_i(l_e, Tk) = T \sum_{j=1}^k \dot{y}_i(l_e, Tj), \quad k = \overline{1, N}. \quad (6)$$

Предлагаемые методика и алгоритмы могут быть реализованы на борту воздушного судна для контроля и прогнозирования состояния жесткости крыла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.Г., Глухов В.В., Кадышев И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: Учебн. Для вузов / Под ред. В.Г. Воробьева.-М.: Транспорт, 1992.-с. 104-108.

УДК 620.93

ТЕРМОБАТАРЕЯ, КАК АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Шелковников В.Н.

*Кафедра естественно-научных дисциплин
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Произведен расчет мощности пленочной железоникелевой термобатареи. Показано, что пленочные термоэлементы могут служить альтернативой полупроводниковым преобразователям тепловой энергии в электрическую.

Известно, что термопара является устройством, способным преобразовывать тепловую энергию в электрическую, хаотическую энергию в кооперативную, то есть совершать полезную работу [1].

Внутреннее сопротивление термопары, изготовленной из электродов разнородных металлов, полупроводников или сплавов рассчитывается по формуле [2]

$$\Gamma_{\text{ен}} = \frac{\rho_1 l_1}{S_1} + \frac{\rho_2 l_2}{S_2}, \quad (1)$$

где $\rho_1, \rho_2, l_1, l_2, S_1, S_2$ – удельное сопротивление, длина и поперечное сечение электродов термопары.

Для железоникелевой термопары постоянного химического состава, но различной кристаллографической структуры термоэлектродов (α и γ -фазы), внутреннее сопротивление термопары будет равно

$$\Gamma_T = \frac{2\rho\ell}{S}, \quad (2)$$

где ρ , ℓ , S – удельное сопротивление, длина и поперечное сечение железоникелевого электрода α и γ – фаз [3].

Рассчитаем мощность электрической энергии, снимаемой с площади в 1m^2 термобатареи, собранной из последовательно и параллельно соединенных железоникелевых термоэлементов (рисунок 1).

При последовательном соединении n -термопар внутреннее сопротивление равно $R_I = n\Gamma_T$ [1].

При параллельном соединении n -последовательно соединенных термоэлементов внутреннее сопротивление термобатареи (R_δ) становится равным

$$\frac{1}{R_\delta} = \frac{1}{n\Gamma_T} + \dots + \frac{1}{n\Gamma_T} = \frac{n}{n\Gamma_T} = \frac{1}{\Gamma_T},$$

следовательно

$$R_\delta = \Gamma_T, \quad (3)$$

$$\Gamma_T = \frac{2\rho\ell}{S},$$

где $\rho \approx 10^{-7} \text{ Ом}\cdot\text{м}$ [1], $\ell \approx 5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ (длина пленочного электрода).

$$S = a \cdot b,$$

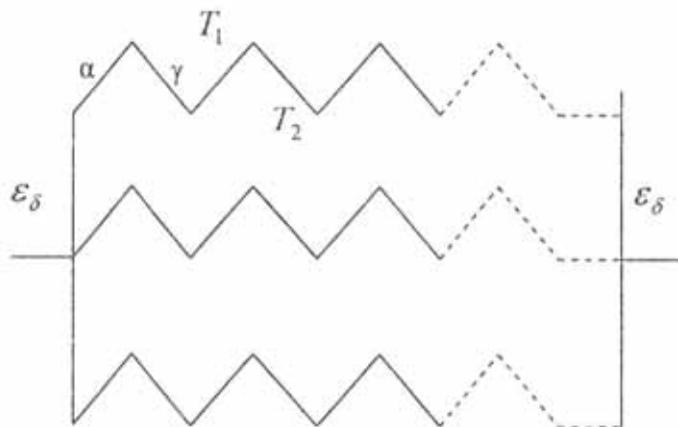


Рисунок 1. Принципиальная схема термобатареи. ε_δ – термоЭДС термобатареи, α и γ – кристаллографические фазы электродов пленочной термопары, $\Delta T = T_1 - T_2$ – разность температуры между горячим и холодным источниками тепла.

где a – толщина пленки ($\sim 10^{-7}$ м), b – ширина пленки ($\sim 10^{-4}$ м), $S = 10^{-7} \cdot 10^{-4} = 10^{-11}$ м².

$$\Gamma_T = \frac{2 \cdot 10^{-7} \cdot 5 \cdot 10^{-3}}{10^{-11}} \approx 10^2 \text{ Ом}, \quad \Gamma_T \approx 10^2 \text{ Ом}, \quad R_\delta \approx 10^2 \text{ Ом}.$$

Сопротивление нагрузки R_H примем равным внутреннему сопротивлению термобатареи $R_H = R_\delta = 10^2$ Ом. Электрическое сопротивление замкнутой цепи будет равно $R_{\text{Ц}} = R_H + R_\delta = 2R_\delta$.

Согласно закону Ома сила тока термобатареи равна

$$I_\delta = \frac{\varepsilon_\delta}{R_{\text{Ц}}}, \quad (4)$$

где ε_δ – термо ЭДС батареи пленочных термоэлементов.

ЭДС термоэлемента согласно закону Зеебека равна

$$\varepsilon_T = \alpha \Delta T, \quad (5)$$

где α – удельная термо ЭДС термопары, ΔT – разность температуры «горячего» и «холодного» спаев термопары.

Для железоникелевой термопары с электродами, находящимися в α и в γ – фазах термо ЭДС равна $\varepsilon = 1,8 \cdot 10^{-3}$ В/100К.

Если разность температуры ΔT будет составлять 1К, то термо ЭДС железоникелевой термопары составит

$$\varepsilon_T = 1,8 \cdot 10^{-5}$$
 В.

Мощность термобатареи будет равна

$$P = I_\delta \varepsilon_\delta, \quad (6)$$

где I_δ – ток термобатареи, ε_δ – термо ЭДС батареи термоэлементов.

$$\varepsilon_\delta = N \varepsilon_T, \quad (7)$$

где N – количество термоэлементов батареи.

Пусть на площади в 1 мм² размещается 9 пленочных термоэлементов, то на 1 м² количество термоэлементов будет равно $N = 9 \cdot 10^6$.

Следовательно

$$P = \frac{(\varepsilon_T N)^2}{2R_\delta} = \frac{(1,8 \cdot 10^{-5} \cdot 9 \cdot 10^6)^2}{2 \cdot 10^2} \approx 130 \frac{\text{Вм}}{\text{м}^2}.$$

Примерный расчет мощности пленочной железоникелевой термобатареи показывает, что преобразователи тепловой энергии в электрическую на основе пленочных термоэлементов являются вполне конкурентно-способными полупроводниковым преобразователям тепловой энергии в электрическую.

Известно, что КПД металлических термопар ниже, чем у полупроводниковых элементов. Однако, при оптимальном конструктивном решении, позволяющем создание многослойных металлических термобатарей, их эффективность можно настолько повысить, что они могут оказаться экономически более выгодной альтернативой полупроводниковых солнечных батарей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кухлинг Х. Сборник задач по физике. М., Мир. 1982.
2. Косарев А.В. Патент на изобретение №2131156. Бюл.№15 от 27.05.99.
3. Горовой А.М., Шелковников В.Н., Синицын И.А. К методике изучения термоэлектрических явлений. Материалы НМК, вып.17. Иркутск. ИВВАИУ, 2006.

УДК 629.7.058.4

ВОПРОСЫ АДАПТИВНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ ПИЛОТИРОВАНИЯ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Круглов С.П.

*Кафедра авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов*

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

kruglov_s_p@mail.ru

Рассматриваются вопросы построения адаптивной системы пилотирования самолета при полете на больших углах атаки. Такие постановки являются достаточно актуальными на критических режимах полета (сваливание, штопор) самолетов различного назначения, а также для высокоманевренных самолетов, к которым относятся как военные, так и легкие спортивные самолеты. Описывается математический аппарат одного из вариантов реализации системы управления, основанный на упрощенных условиях адаптируемости системы управления со схемой «идентификатор + этalon», а также результаты математического моделирования некоторых подобных задач.

ВВОДНАЯ ЧАСТЬ

Известно, что многие летные происшествия связаны с попаданием самолетов в режимы сваливания и штопора. Исходные ситуации могут быть разными, но главная причина, как правило, одна – это превышение

эксплуатационных значений угла атаки, что связано с резким изменением характеристик самолета, как объекта управления, снижением эффективности органов управления, появлением возмущений. Кроме того, такие режимы характеризуются высокой психологической напряженностью и другими крайне неблагоприятными для пилотирования самолета факторами. От пилота в этом случае требуются виртуозные способы ручного управления самолетом, но в силу указанных факторов даже опытные летчики теряются [1,2].

Подобные вопросы возникают и для обеспечения полетов на больших углах атаки высокоманевренных самолетов. К ним относятся некоторые типы современных летательных аппаратов (военная истребительная авиация, спортивная авиация и др.). Высокая маневренность указанных типов самолетов является достижением отечественной авиационной науки. В этом направлении наша страна является признанным мировым лидером. Однако в силу отсутствия до сих пор должной автоматизации пилотирования полеты на этих режимах являются скорее всего спортивно-показательными и недоступными обычному летчику.

Поэтому чрезвычайно важно построить глубокую автоматизацию ручного управления самолетом на закритических углах атаки, с обеспечением требуемых пилотажных характеристик, простоты и естественности способов пилотирования на этих сложных режимах.

Однако традиционная программная настройка законов управления здесь мало пригодна, так как для нее нет основы – отсутствует априорная информация о математической модели (ММ) объекта управления (ОУ). Причиной тому – нелинейность модели, сложность, неоднозначность, зависимость от многовариантной полетной компоновки летательного аппарата (ЛА) и др. [3].

В этих условиях одним из реальных путей автоматизации является построение параметрически адаптивной пилотажной системы самолета, которая в текущем времени подстраивается под конкретные свойства ЛА.

Следует отметить, что исследования в этом направлении проводились с середины 50-х годов как в нашей стране, так и за рубежом. Большой вклад в развитие этого направления внесли такие крупные ученые, как академики Б.Н.Петров, Я.З.Цыпкин, А.А.Красовский, а также многие ученые из Института проблем управления, Военно-воздушной инженерной академии им. Н.Е.Жуковского, Центрального аэрогидродинамического института и многие другие (см., например, [4]).

К настоящему времени получены значительные результаты. Однако общепризнанно, что практическое воплощение требуемой адаптации в пилотажном контуре самолета до сих пор под вопросом, особенно на закритических углах атаки.

Можно утверждать, что такое положение объясняется следующими основными причинами:

1). «Утяжеленностью» требований к условиям нормального функционирования адаптивной системы управления. Например, это: требование буквальной точности оценок неизвестных параметров модели объекта; требование квазистационарности объекта и др.

2). Жесткостью требований к качеству управления в пилотажном контуре, высокой степени функциональной устойчивости системы управления, отсутствием возбуждения от аэроупругости и др.

Одним из перспективных решений указанной задачи является построение адаптивных систем управления самолетом, построенных на так называемых упрощенных условиях адаптируемости системы управления, построенной по схеме «идентификатор+эталон» [5].

ОСНОВНАЯ ФОРМУЛИРОВКА УПРОЩЕННЫХ УСЛОВИЙ АДАПТИРУЕМОСТИ

Схема «идентификатор+эталон» достаточно проста и представлена на рисунке 1.

На вход системы управления подается задающий сигнал u_m . Идентификатор по входным и выходным сигналам объекта управления в текущем времени оценивает неизвестные параметры ММ ОУ. Результаты посылаются в регулятор, который вырабатывает управляющий сигнал u таким, чтобы замкнутая система управления была тождественна заданной неявной эталонной модели (ЭМ).

Здесь предполагается, что ОУ относится к классу стабилизируемых и на рассматриваемом интервале времени описывается в виде следующей системы дифференциальных уравнений (полученных, например, методом линеаризации на указанном интервале)

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A(x, t)x + B(x, t)u + C(x, t)w \\ \text{или } \dot{x} &\approx \Theta(x, t)y, \quad x(t_0) = x_0 \end{aligned} \quad (1)$$



Рисунок 1.

где x – вектор состояния (выходов) объекта; u – вектор управления (закон управления) с областью существования $\|u\| << \infty$; $C(x,t)w$ – вектор-функция внешних неконтролируемых возмущений и недомоделированности динамики объекта основными членами уравнения; w – вектор известных функций времени с ограниченным частотным спектром; A, B, C , – матрицы неизвестных параметров объекта управления ограниченной нормы; t – текущее время; скорость изменения элементов матриц A , B и C гораздо ниже скорости изменения основных процессов в системе управления; $\Theta \triangleq [A, B, C]$ – обобщенная матрица неизвестных параметров; $y \triangleq [x^T, u^T, w^T]^T$ – вектор факторных переменных; матрица эффективности управления (B) имеет следующее скелетное разложение $B \triangleq FL$; векторы x и \dot{x} непосредственно измеряются.

Будем также считать, что объект управления относится к классу инерционных объектов: взаимосвязь его входов с выходами условно соответствует низкочастотному звену с ограниченной частотой среза (высокие частоты в объекте подавляются). В связи с этим, область рабочих частот объекта является низкочастотной и ограниченной.

Такое описание объекта управления соответствует большому классу практических задач, связанных с управлением техническими системами. Следует оговориться, что указанные предположения о практической неограниченной области существования управления и непосредственной измеримости x и \dot{x} не всегда обоснованы. Однако эти условия используются только для получения основных теоретических выводов.

ЭМ описывается как

$$\dot{x}_M = A_M(t)x_M + B_M(t)u_M, \quad x_M(t_0) = x_0, \quad (2)$$

где обозначения соответствуют аналогичным для (1), только для эталонной модели, поэтому они имеют индекс « M »; размеры векторов x и x_M совпадают; скорость изменения элементов матриц A_M и B_M также гораздо ниже скорости основных процессов в системе управления; A_M – матрица, обеспечивающая асимптотическую сходимость собственного движения эталона; если A_M не зависит от времени, этому требованию соответствует условие гурвицевости этой матрицы (все корни характеристического ее полинома должны иметь строго отрицательные вещественные части).

Также принимается, что эталон относится к инерционным объектам с рабочей областью частот, соответствующей объекту управления и соответствует так называемому условию полного соответствия моделей

$$\text{rank}B = \text{rank}[B, (A_M - A), B_M, C]. \quad (3)$$

Можно показать, что в силу стабилизируемости ОУ можно всегда выбрать ЭМ, соответствующую равенству (3).

Идентификатор в текущем времени функционирования системы управления доставляет оценки неизвестных параметров по дискретному алгоритму

$$\hat{\Theta}_i = \hat{\Theta}_{i-1} + \varepsilon_{i-1} y_i^\top \Gamma_i, \quad (4)$$

где $\hat{\Theta} = [\hat{A}, \hat{B}, \hat{C}]$ – обобщенная матрица оценок параметров, надсимвольный знак « $\hat{\cdot}$ » указывает на оценку; Δt – шаг временной дискретизации, а i – его номер ($t = \Delta t \cdot i$, полагаем $\Delta t \rightarrow 0$); $\varepsilon_{i-1} = \dot{x}_i - \hat{\Theta}_{i-1} y_i$ – невязка идентификации; Γ_i – матричный положительно определенный коэффициент усиления алгоритма.

Отметим важное обстоятельство. Из практики исследований по идентификации математических моделей объектов управления известно, что $\varepsilon \rightarrow 0$ намного быстрее (за несколько шагов дискретного алгоритма) и без каких-либо существенных условий, чем процесс $(\hat{\Theta} - \Theta) \rightarrow 0$. Одним требованием здесь является только достаточно малая величина временного шага дискретизации Δt .

Также заметим, что в общем случае управление, синтезируемое системой, может быть неоднозначным. Для определенности назначим функционал качества, нацеленный на минимизацию управления, в виде

$$J = \int_{t_0}^t u^\top(t) R^{-2}(t) u(t) dt, \quad (5)$$

где R – симметричная положительно определенная матрица параметров функционала соответствующего размера с ограниченной нормой; скорость изменения ее элементов гораздо ниже скорости основных процессов в системе управления.

Можно показать, что если параметры ОУ (1) известны, в рамках (2) и (3) управление, обеспечивающее тождественность замкнутой системы эталону при минимуме (5) будет иметь вид

$$u^* = R(BR)^+[(A_m - A)x + B_m u_m - Cw], \quad (6)$$

где верхним символом « $+$ » указана псевдообратная по Муру-Пенроузу матрица.

Поскольку точные значения параметров объекта по условию не известны, то реальный закон управления вместо (6) будет построен на текущих оценках параметров, доставляемых идентификатором (4) в дискретные моменты времени, и будет иметь вид

$$u_{i+1} = R_i(\hat{B}_i R_i)^+ \left[(A_{M_i} - \hat{A}_i)x_i + B_{M_i} u_{M_i} - \hat{C}_i w_i \right]. \quad (7)$$

Под адаптируемостью системы управления в узком смысле будем понимать тождественное стремление к нулю вектор-функции

$$e \stackrel{A}{=} x - x_m, \quad (8)$$

которую будем называть координатной ошибкой. Под адаптируемостью в широком смысле – когда в дополнение к этому управление u доставляет функционалу (5) значение, близкое к минимуму.

Уравнения (1) - (8) и цель по достижению адаптируемости описывают исходную задачу поиска искомых условий.

Широко известно, что адаптивное управление на основе текущей идентификации ММ ОУ достигает условий адаптируемости, если текущие оценки неизвестных параметров близки своим точным значениям. Данное положение назовем достаточным условием адаптируемости. Однако в ряде работ, например, [6-8] указывалось, что в некоторых случаях точность управления напрямую не связана с точностью получаемых оценок. Отсюда возникает естественный вопрос: можно ли найти достаточные и одновременно необходимые условия достижения адаптируемости в принятом смысле.

В работе [5] решение этой задачи связывается со сходимостью невязки идентификации, которая, как уже отмечалось, имеет гораздо более простые условия сходимости в область нуля, чем сходимость оценок к своим точным значениям. Упрощенные условия адаптируемости получены на основе применения методов матричного анализа, методов теории устойчивости по Ляпунову, частотного разделения движений.

Адаптируемость в узком смысле сводится к следующему. Если выполнено любое из десяти взаимоподчиненных условий (9) в замкнутом контуре системы управления координатная ошибка описывается простым линейным дифференциальным уравнением

$$\dot{e} - A_m e = K \varepsilon, \quad e(t_0) = 0,$$

с устойчивой по определению левой частью, где $\|K\|_2 \leq \{k, 1\}$, φ – угол между подпространствами $\text{im } B$ и $\text{im } \hat{B}$, k – положительное число.

Взаимоподчиненность названных условий заключается в том, что вышестоящее условие описывает более широкую область возможных значений оценок, достаточных для адаптируемости. Их взаимосвязь условно представлена на рисунке 2.

1. $\text{rank}(\hat{F}^\top \hat{F}) = \text{rank}(\hat{F}^\top \hat{F}, L(u - u^*));$
2. $\text{rank}(\hat{B}^\top B) = \text{rank} B;$
3. $\text{rank} \hat{B} = \text{rank}(\hat{B}, (\dot{e} - A_M e));$
4. $\text{rank} \hat{B} = \text{rank}(\hat{B}, B);$
5. $\hat{B} \hat{B}^+ = BB^+;$
6. $\text{rank} \hat{B} = \dim x;$
7. $\hat{B} = B;$
8. $\text{rank} \hat{B} = \text{rank}(\hat{B}, (A - \hat{A})x + B_M u_M - \hat{C}w);$
9. $\text{rank} \hat{B} = \text{rank}[\hat{B}, (A_M - \hat{A}), B_M, \hat{C}];$
10. $\hat{A} = A, \hat{B} = B, \hat{C} = C,$

Условия адаптируемости в широком смысле формулируются следующим образом. Если дополнительно к предыдущему выполнено любое из условий

1. $\text{rank} B = \text{rank}(B^\top, R^{-2}u);$
2. $\text{rank} B = \text{rank}(B^\top, \hat{B}^\top);$
3. $\hat{B}^+ \hat{B} = B^+ B;$
4. $\text{rank} B = \dim u, \forall \hat{B};$
5. $\hat{B} = B,$

управление, синтезируемое системой управления отличается от точного на слагаемое, прямо пропорциональное ε . Следовательно, если ε тождественно близка к нулю, то можно говорить приблизительном достижении минимума (5).

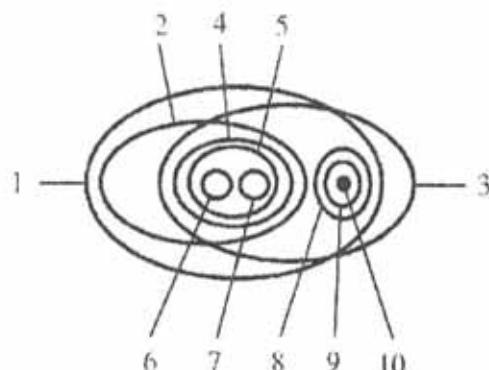


Рисунок 2.

Был также рассмотрен вопрос сходимости ε в замкнутом контуре системы управления. Проведенный анализ породил дополнительные требования к качеству оценивания матрицы эффективности управления B в виде достаточных условий и поэлементных интервальных неравенств. Они также представляют собой достаточно широкие области. Показано, что уменьшением шага дискретности Δt всегда можно добиться требуемых показателей ε – скорости сходимости и «величины» ее установившегося движения.

Зависимости, включающие (9), (10) и последние утверждения, составляют основную формулировку упрощенных условий адаптируемости.

Кроме того, был проведен анализ влияния реальных факторов полета на качество функционирования системы управления, построенной на упрощенных условиях адаптируемости.

Приведенные результаты показывают, что при выполнении упрощенных условий адаптируемости рассматриваемая система управления обладает рядом замечательных свойств:

1) точность и субоптимальность адаптивного управления напрямую не увязывается с буквальной точностью оценок неизвестных параметров ММ ОУ, область возможных оценок может быть гораздо более широкой, чем точные значения неизвестных параметров; требуемое качество адаптируемости можно обеспечить, в частности, путем выбора параметров алгоритма идентификации и шага временной дискретизации;

2) построение системы управления на основе упрощенных условий адаптируемости выгодно отличается следующими свойствами: ослабленностью требований к качеству идентификации; высокой скоростью адаптируемости (зависит только от сходимости ε); достаточностью естественного фона управляющих сигналов для нормального функционирования системы управления; высокой степенью функциональной устойчивости при действии факторов реального полета (погрешности измерения, внешние воздействия турбулентности, задержки формирования сигналов управления и др.);

3) слабая чувствительность системы управления к значительным погрешностям измерения производных;

4) система, построенная по схеме «идентификатор+эталон» на основе упрощенных условий адаптируемости более эффективна в задачах управления нестационарными нелинейными объектами, чем системы на основе прямого метода адаптации.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ АВТОМАТИЗАЦИИ

Ниже приведен пример решения задачи построения адаптивной автоматизированной системы пилотирования высокоманевренного самолета для обеспечения полетов на режимах «сверхманевренности». В качестве исходного объекта использовалась модель самолета типа Су-27 в полном диапазоне углов атаки и скольжения с отклоняемым вектором тяги [9].

Вопросы адекватности поведения модели реальным полетным данным также обсуждался в указанной работе.

Рассмотрим задачу пилотирования на сверхманевре типа «мангуст»: из исходного горизонтального полета интенсивный выход на угол атаки порядка $70 \div 80^\circ$ и далее стабилизация тангажа в течении времени не менее 5 с. Для сравнения используем два режима: «жесткая связь» (режим штатной системы дистанционного управления) и режим адаптивного управления. При этом будем полагать, что летчик неопытный: отклонения органов управления напрямую соответствуют замыслу, при возникновении побочного движения производится попытка (опять же прямая) его парирования. Никаких опережающих управлений, соответствующих опытному летчику, нет.

На рисунке 3 представлены результаты исследования пилотирования самолетом в режиме «жесткая связь». На рисунке представлены графики отклонения рычагов управления: X_T, X_K, X_H – отклонения ручки управления по тангажу, крену и отклонение педалей соответственно; углов отклонения управляемого вектора тяги: $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ – дифференциальное по тангажу, путевое и синхронное по тангажу отклонение сопел двигателя соответственно; угловых скоростей самолета: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости вокруг продольной, нормальной и поперечной оси соответственно; пространственное движение самолета (вертикальные линии на этом и других аналогичных рисунках обозначают промежуток времени в 2 с, числовые значения – максимальное отклонение самолета по соответствующим осям в м).

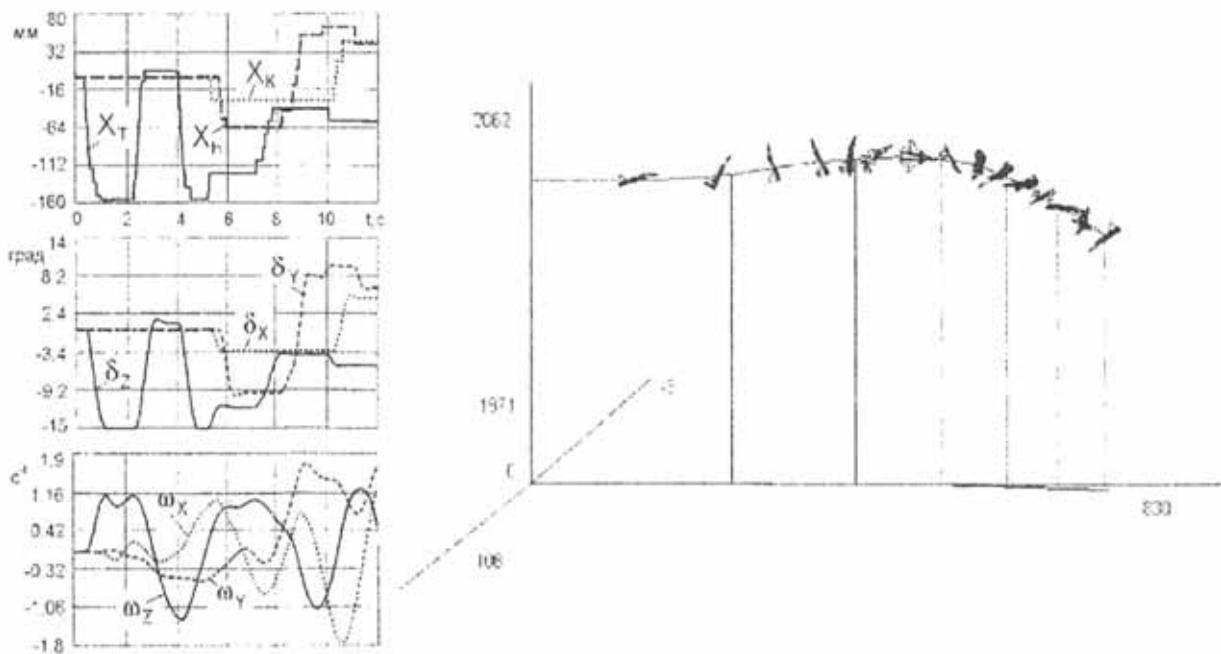


Рисунок 3. Выполнение «мангуста» в режиме «жесткая связь».

Из рисунка можно видеть, что полетное задание не выполнено – самолет свалился в штопор.

На рисунке 4 представлены те же данные, только в режиме адаптивного управления. Здесь рулевые органы «живут своей жизнью» вне прямой зависимости от рычагов управления. Дополнительные их отклонения направлены на парирование возмущений. Полетное задание выполнено без особого «напряжения» со стороны летчика. Следует отметить, что при таком простом управлении в режиме «жесткой связи» сваливание самолета происходит еще раньше.

Такие же исследования были проведены при выполнении других сверхманевров. Некоторые из них при пилотировании в режиме адаптивного управления представлены на рисунке 5. При этом управление самолетом производилось естественным для летчика образом, соответствующим прямому решению задачи пилотирования, как показано выше. Выполнить эти сверхманевры в режиме «жесткой связи» может только специально подготовленный летчик.

Подобные исследования проводились и для чисто аэродинамического управления. Результаты показывают, что адаптивные законы управления обеспечивают требуемое движение самолета, исходя из запаса управляющих аэродинамических моментов. Это позволяет в случаях неглубокого сваливания и крутых видов штопоров выводить самолет из опасных режимов полета путем естественных управляющих воздействий со стороны летчика, соответствующих штатным режимам полета.

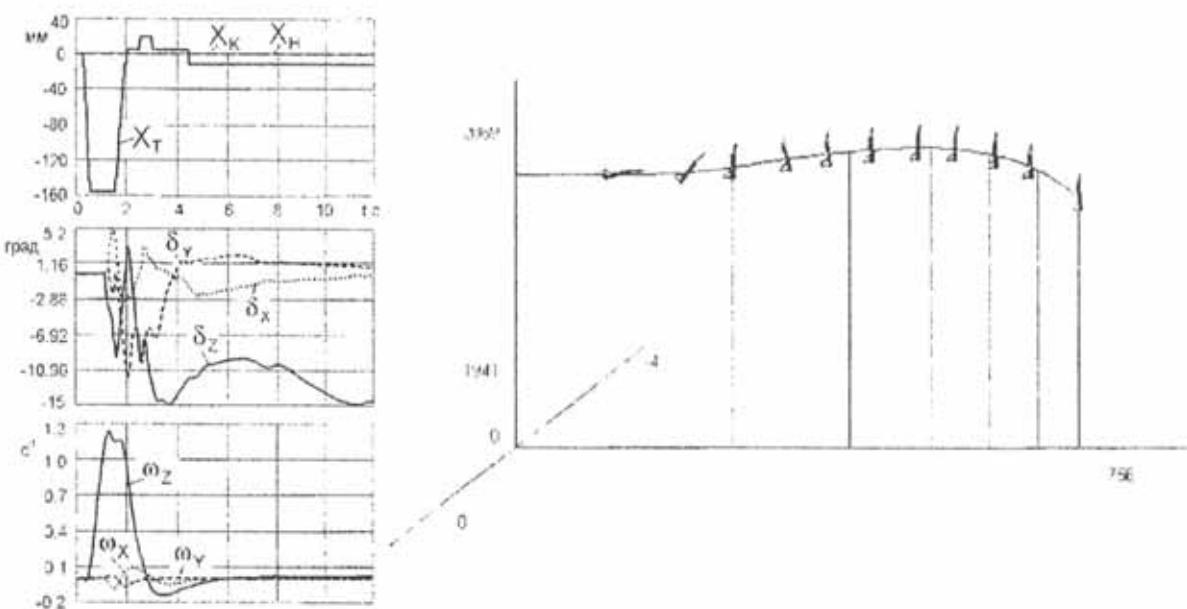


Рисунок 4. Выполнение «мангуста» в режиме адаптивного управления.

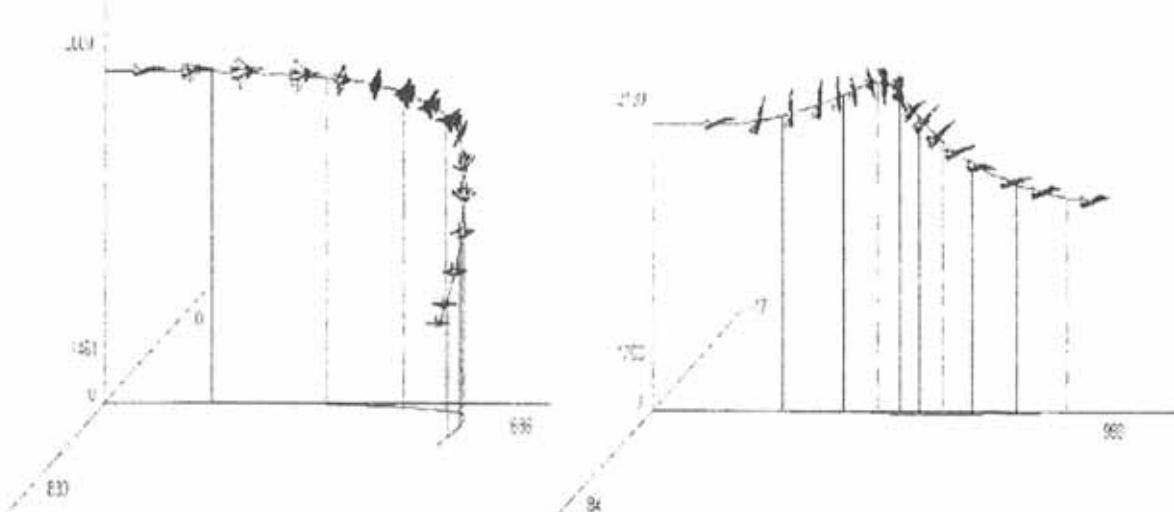


Рисунок 5. «Хук» и «Геликоптер».

При исследовании адаптивной системы управления также были определены следующие ее характеристики: установившиеся колебания в системе управления удовлетворяют нормативным требованиям, система управления не возбуждается от аэроупругих колебаний; амплитудно-частотная характеристика замкнутой системы управления имеет лучший запас по фазе, чем штатная система управления (в среднем на 30 градусов) и др.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследования качества функционирования адаптивной пилотажной системы с помощью методов математического моделирования показывают высокую эффективность системы управления при полете на больших углах атаки. При этом предполагается, что органы управления сохраняют минимально необходимый запас управляющих моментов. Система обеспечивает качественную отработку управляющих сигналов со стороны летчика, быстрое парирование внешних возмущений. Удовлетворяет требованиям, предъявляемым к пилотажному контуру.

ЛИТЕРАТУРА

1. Котик М.Г., Филиппов В.В. Штопор самолёта. – М.: Воениздат, 1977.
2. Ахрамеев В.И., Четвергов В.Н., Цалюк Р.И. Проблемы безопасности полета на больших углах атаки // Проблемы безопасности полетов. – 1989. – № 3. – С. 22–32.
3. Аэродинамические характеристики моделей маневренных самолетов в диапазоне углов атаки 0–90 градусов по результатам испытаний в

- аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ/ И.Г.Башкиров, Л.И.Бушуева, Н.Н.Долженков, Р.Д.Иродов // Техника воздушного флота. – 1992. – № 2. – С.5-9.
4. Соколов Н.И., Рутковский В.Ю., Судзиловский Н.Б. Адаптивные системы автоматического управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1988. – 208 с.
 5. Круглов С.П. Вопросы адаптируемости систем управления со схемой «идентификатор + эталон» // Тр.IV-й междунар. конф. SICPRO'05 (25-28 января 2005 г., Москва, ИПУ РАН). – М.: ИПУ РАН, 2005. – С. 1307-1348.
 6. Саридис Дж. Самоорганизующиеся стохастические системы управления. Пер. с англ./ Под ред Я.З.Цыпкина. – М.: Наука. Гл.ред.физ.-мат.лит., 1980. – 400 с.
 7. Острем К.Ю. Настройка и адаптация // Приборы и системы управления. – 1997. – №9. – С. 53-65.
 8. Изерман Р. Цифровые системы управления: Пер с англ. – М.: Мир, 1984. – 541 с.
 9. Адаптивная автоматизация процессов пилотирования сверхманевренных истребителей: Отчет о НИР/ Иркутский ВАИИ; Руководитель С.П.Круглов. – Шифр темы “Удар-2000”; Инв. № 20013. – Иркутск, 2001. – 53 с. – Отв. исп. Р.А.Сегедин, А.М.Бронников, А.И.Неизвестных и др.

УДК 629.7.058.47

**МЕТОДИКА СИНТЕЗА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ
ВРАЩАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ВОЗДУШНОГО СУДНА С
ЕСТЕСТВЕННЫМИ СВОЙСТВАМИ АДАПТАЦИИ ПОД ЭТАЛОННУЮ
МОДЕЛЬ**

Сизых В.Н.

Кафедра управления техническими системами

Иркутский государственный университет путей сообщения (ИрГУПС)

sizykh_vn@mail.ru, sizykh@ipgups.ru

Чигвинцев А.А.

Кафедра авиационных электросистем и

пилотажно-навигационных комплексов

Иркутский филиал Московского государственного технического

университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

andrej_chigvinc@mail.ru

На основе метода обратных задач динамики в сочетании с оптимизацией по локальным функционалам, характеризующим энергию ускорения воздушного судна, разработана методика синтеза перспективной САУ полетом по исходным нелинейным уравнениям динамики его вращательного движения.

1. ВВЕДЕНИЕ

Математическая модель (ММ) объекта управления или управляемого процесса является основой синтеза и анализа алгоритмов и контуров управления воздушного судна (ВС). Построение ММ представляет собой неформальную процедуру, выполнение которой зависит от опыта и квалификации разработчиков. Требования, предъявляемые к ММ, являются довольно противоречивыми. С одной стороны, они должны достаточно точно отражать действительность, с другой — быть удобными и простыми для использования. Поэтому одно и то же ВС как объект управления может быть описано различными ММ, в зависимости от того, каков режим полета и каково назначение модели.

Основной ММ для большинства технических задач управления на сегодняшний день является линейная модель ВС как абсолютно твердого тела (модель жесткого самолета). В отличие от традиционных подходов к синтезу алгоритмов управления на основе линеаризованных “в малом” уравнений ВС для построения перспективной САУ полетом предлагается использовать исходные нелинейные уравнения динамики вращательного движения самолета [1,2].

2. СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ МЕТОДОМ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ

Динамические уравнения Эйлера с учетом замены подстрочных индексов $\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$ на арабские цифры 1,2,3 запишутся в виде [1]

$$\begin{bmatrix} I_1 \dot{\omega}_1 \\ I_2 \dot{\omega}_2 \\ I_3 \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 \\ (I_1 - I_2) \omega_1 \omega_3 \\ (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1(\omega) + M_1 \\ m_2(\omega) + M_2 \\ m_3(\omega) + M_3 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $m_1(\omega) = 0$, $m_2(\omega) = -c_2 \omega_2 - K_{\text{дв}} \omega_3$, $m_3(\omega) = -c_3 \omega_3 + K_{\text{дв}} \omega_2$, M_s — управляющие моменты; $m_s(\omega)$ — суммарные моменты, характеризующие изменение кинетической энергии вращающихся частей авиадвигателя и влияние диссипативных сил, $s = 1..3$, $K_{\text{дв}}$ — суммарный момент количества движения вращающихся частей двигателя (кинетический момент [1]). Традиционно принимают $K_{\text{дв}} < 0$.

Алгоритмы управления вращательным движением неманевренного ВС наиболее просто синтезируются методом обратных задач динамики в сочетании с оптимизацией системы (1) по локальным функционалам, характеризующим энергию движения [3].

Основные этапы построения методики синтеза алгоритмов сводятся к следующему:

1. Динамические характеристики проектируемой системы назначаются с помощью эталонных моделей для каждой степени свободы по реакции на «скакоч» рулей. Назначенные траектории определяют требуемый пространственный маневр ВС и, главным образом, характеризуются свойствами правых частей эталонных моделей вращательного движения.

2. Структура алгоритмов и их параметры выбираются из условия отслеживания с необходимой точностью фазовых траекторий эталонных моделей вращательного движения.

3. Степень близости угловых скоростей объекта и эталона оценивается с помощью квадратичных функционалов энергии ускорения. Процесс движения к экстремуму – минимуму организуются по схеме градиентного метода или по дифференциальной схеме. Утверждается [3, 4], что такие алгоритмы управления обладают свойствами естественной адаптивности, позволяют осуществить декомпозицию нелинейной системы (1) по степеням свободы за счет организации обратных связей с большими, но ограниченными коэффициентами усиления.

Теория синтеза алгоритмов управления развивается в двух направлениях:

1. Синтез алгоритмов управления по ускорениям на основе минимизации кинетической энергии ускорения движения по простой градиентной схеме.

2. Синтез алгоритмов управления по ускорениям и старшим производным [3].

Применительно к задаче управления вращательным движением ВС исследования будем проводить только в первом направлении.

Сформулируем задачу синтеза управлений на примере стабилизации (гашения) угловых скоростей на интервале времени $[t_0, t_k]$, полагая $t_0=0$, момент времени t_k нефиксированной величиной.

Пусть в текущий момент времени $t=t_0=0$ состояние управляемого объекта характеризуется значениями угловых скоростей $\omega_s(0)=\omega_s^0$, и требуется найти такие управляющие воздействия δ_i ($i=\text{э, н, в}$), при которых система (1) переходит из состояния $\dot{\omega}_s(0)$ в новое состояние ω_s^0 (в общем случае $\omega_s^0 = \omega_s^0(t)$ определяет необходимую фигуру вращения) и находится в этом состоянии бесконечно долго. При этом необходимо, чтобы траектория управляемого движения по каждой степени свободы с требуемой точностью следовала за траекторией, определяемой эталонной моделью

$$\ddot{\omega}_s + \gamma_{s_1} \dot{\omega}_s + \gamma_{s_0} \omega_s = \gamma_{s_0} \omega_s^0, s=1,2,3 \quad (2)$$

где $\gamma_{s_0}, \gamma_{s_1} > 0$, установившееся движение устойчиво $\omega_s(t) \rightarrow \omega_s^0$ при $t \rightarrow \infty$.

Степень приближения управляемого процесса $\omega_s^*(t) \rightarrow \omega_s^0$ оценивается функционалом

$$G(M) = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 \left[\dot{\omega}_s^* - \dot{\omega}_s(t, M(\delta_i)) \right]^2, \quad (3)$$

который характеризует энергию ускорения вращательного движения в окрестности фазовых траекторий эталонных моделей.

Аэродинамические моменты зависят от аэродинамической компоновки ВС, состава органов механизации крыла, планера и силовой установки. В частности, для самолета ИЛ-76М можно принять [1]

$$M_{\text{а.сн}} = qSL \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где $L = \text{diag}(l \ l \ b_a)$ — диагональная матрица характеристических линейных размеров ЛА (l — размах крыла, b_a — длина средней аэродинамической хорды), m_i — безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов, действующих вокруг осей связанной СК

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_u} \delta_u + m_x^{\delta_v} \delta_v + m_x^\alpha \alpha + \frac{m_x^{\bar{\omega}_x} l \omega_1}{2V} + \frac{m_x^{\bar{\omega}_y} l \omega_2}{2V}, \\ m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_u} \delta_u + m_y^{\delta_v} \delta_v + m_y^\alpha \alpha + \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} l \omega_1}{2V} + \frac{m_y^{\bar{\omega}_y} l \omega_2}{2V}, \\ m_z &= m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_p} \delta_p + \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}) \omega_3}{2V}, \end{aligned} \quad (5)$$

S — эффективная площадь крыла, $q = \rho \frac{V^2}{2}$ — скоростной напор, V — воздушная скорость, M_i — управляющие аэродинамические моменты.

Наиболее просто сформулированная задача синтеза решается, если в качестве управляющих функций выбирать не отклонения рулей δ , ВС, а управляющие моменты M_s . Тогда на первом этапе синтезируются законы

управления $M_s(\omega)$, а затем из формул (4), (5) через решение системы алгебраических уравнений будут определены искомые управляющие воздействия δ_i .

Законы управления $M_s(\omega)$ по каждой степени свободы получаем, применяя схему простого градиентного метода

$$\frac{dM_s(\omega)}{dt} = -\sum_{j=1}^3 r_{sj} \frac{\partial G(M)}{\partial M_j}, r_{sj} = \text{const.} \quad (6)$$

Согласно (1), (3) компоненты градиента в (6) равны

$$\frac{\partial G(M)}{\partial M_j} = -(\dot{\omega}_j^* - \dot{\omega}_j), \quad j = 1, 2, 3.$$

Отсюда следует, что

$$\dot{M}_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj} (\dot{\omega}_j^* - \dot{\omega}_j),$$

или после интегрирования по времени обеих частей

$$M_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj} (\omega_j^* - \omega_j), \quad (7)$$

где требуемые значения угловой скорости ω_j^* вычисляются из (2), структура матрицы $R = \|r_{sj}\|$ определяется характером перекрестных связей по ω_j в (5)

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & 0 \\ r_{21} & r_{22} & 0 \\ 0 & 0 & r_{33} \end{bmatrix}.$$

Если $R=R^T > 0$, то $\dot{G}(M) < 0$ и замкнутая регулятором система (1) асимптотически устойчива по Ляпунову [3]: $\dot{\omega}^*(t) - \dot{\omega}(t) \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$.

Управляющие воздействия δ_i определяются из уравнений (4), (5), (7)

$$\begin{aligned}
\delta_b &= \frac{1}{\tilde{m}_z^{\delta_b}} (r_{33}\omega_3^* - (r_{33} + \tilde{m}_z^{\omega_z})\omega_3^* - m_{z0} - m_z^\alpha\alpha), \\
\delta_3 &= \frac{A_y - m_y^{\delta_u} A_x}{\tilde{m}_y^{\delta_3} - \tilde{m}_x^{\delta_3} \tilde{m}_y^{\delta_u}}, \\
\delta_u &= \frac{1}{\tilde{m}_x^{\delta_u}} (A_x - m_x^{\delta_u} \delta_3),
\end{aligned} \tag{8}$$

где

$$\begin{aligned}
\tilde{m}_{z0} &= qSb_a m_{z0}, \quad \tilde{m}_z^\alpha = qSb_a m_z^\alpha, \quad \tilde{m}_z^{\omega_z} = qSb_a \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^\alpha)l}{2V}, \quad \tilde{m}_z^{\delta_b} = qSb_a m_z^{\delta_b}, \\
\tilde{m}_y^\beta &= qSlm_y^\beta, \quad \tilde{m}_y^\alpha = qSlm_y^\alpha, \quad \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x} = \frac{qSl^2}{2V} m_y^{\bar{\omega}_x}, \quad \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y} = \frac{qSl^2}{2V} m_y^{\bar{\omega}_y}, \quad \tilde{m}_y^{\delta_3} = qSlm_y^{\delta_3}, \\
\tilde{m}_y^{\delta_u} &= qSlm_y^{\delta_u}, \quad \tilde{m}_x^\beta = qSlm_x^\beta, \quad \tilde{m}_x^\alpha = qSlm_x^\alpha, \quad \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x} = \frac{qSl^2}{2V} m_x^{\bar{\omega}_x}, \\
\tilde{m}_x^{\alpha_x} &= \frac{qSl^2}{2V} m_x^{\bar{\omega}_x}, \quad m_x^{\delta_u} = qSlm_x^{\delta_u}, \quad \tilde{m}_x^{\delta_u} = qSlm_y^{\delta_u}, \\
A_x &= r_{11}\omega_1^* + r_{12}\omega_2^* - (r_{11} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x})\omega_1 - (r_{12} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x})\omega_2 - \tilde{m}_x^\beta \beta - \tilde{m}_x^\alpha \alpha, \\
A_y &= r_{21}\omega_1^* + r_{22}\omega_2^* - (r_{21} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y})\omega_1 - (r_{22} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y})\omega_2 - \tilde{m}_y^\beta \beta - \tilde{m}_y^\alpha \alpha.
\end{aligned}$$

Углы атаки и скольжения определяются из кинематических уравнений поступательного движения ВС (из траекторного контура управления) и характеризуют связь силовых и моментных характеристик ВС в связанной СК.

Для пилотажного контура величины углов α, β являются задающими воздействиями.

$$\alpha = -\operatorname{arctg} \frac{V_y}{V_x}, \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{V}, \quad V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}.$$

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Ставилась задача исследования контура управления вращательным движением с подстройкой под эталонную модель. Параметры эталонной модели (2) рассчитывались по формулам

$$\gamma_{s0} = \frac{1}{T_s^2}, \gamma_{s1} = 2\frac{\xi_s}{T_s}, \xi_s = \frac{\sqrt{2}}{2}$$

Постоянные времени в эталонной модели определялись путем имитационного моделирования на языке Паскаль по реакции нелинейной модели самолёта ИЛ-76М на "скакки" рулей высоты, направления и элеронов в 10 градусов. Достоверность полученных результатов моделирования проверялась путём варьирования коэффициентов усиления в законах управления вращательным движением самолета ИЛ-76М при решении задачи стабилизации угловых скоростей.

Результаты моделирования для случая больших значений коэффициентов усиления ($r_{11} = 900$, $r_{12} = 405$, $r_{21} = 405$, $r_{22} = 450$, $r_{33} = 225$) представлены на рисунках 1–3.

Проведенные исследования показали справедливость разработанных ранее теоретических положений: чем больше значения коэффициентов усиления в законах управления, тем ближе угловые скорости вращательного движения к угловым скоростям эталонной модели ($\omega_s(t) \rightarrow \omega_e(t)$ при $r_\theta \rightarrow \infty$).

4. ВЫВОДЫ

В работе получены следующие основные результаты:

1. Разработано алгоритмическое обеспечение пилотажного уровня управления ВС на основе метода обратных задач динамики.
2. Выполнено моделирование пространственного движения самолета ИЛ-76 со штатной САУ и на основе алгоритмов управления с естественными свойствами адаптации под эталонную модель.

Сравнительный анализ результатов моделирования показывает, что отработка рассогласования угловых скоростей вращательного движения ВС в нелинейной САУ происходит за более короткое время и с меньшими амплитудами параметров, то есть интенсивнее, чем при использовании штатных законов управления САУ-1Т-2Б.

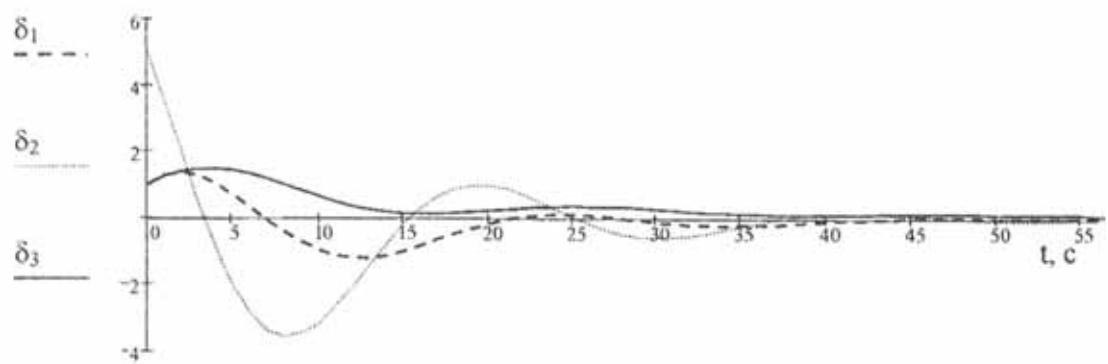


Рисунок 1. Отклонения рулей при больших значениях r_y .

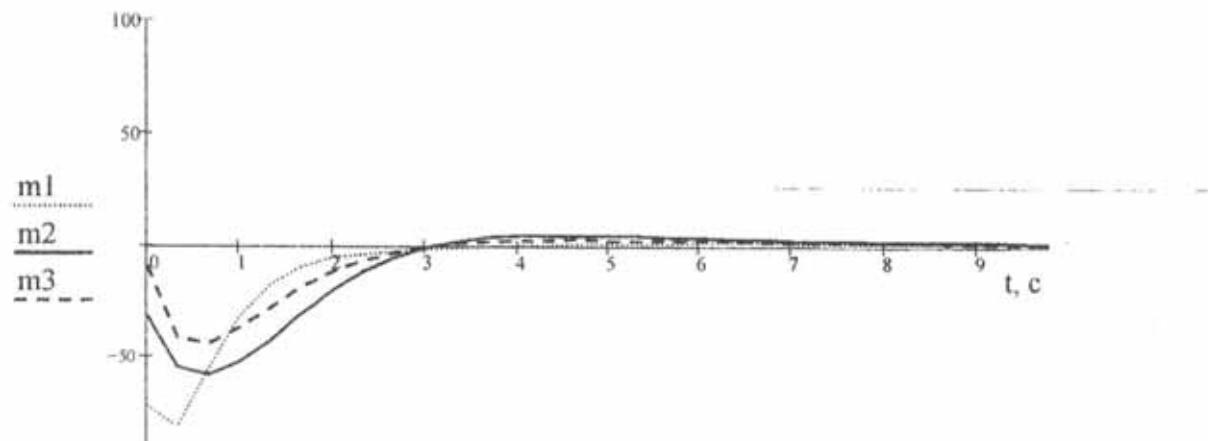


Рисунок 2. Изменение управляемых моментов при больших значениях r_y .

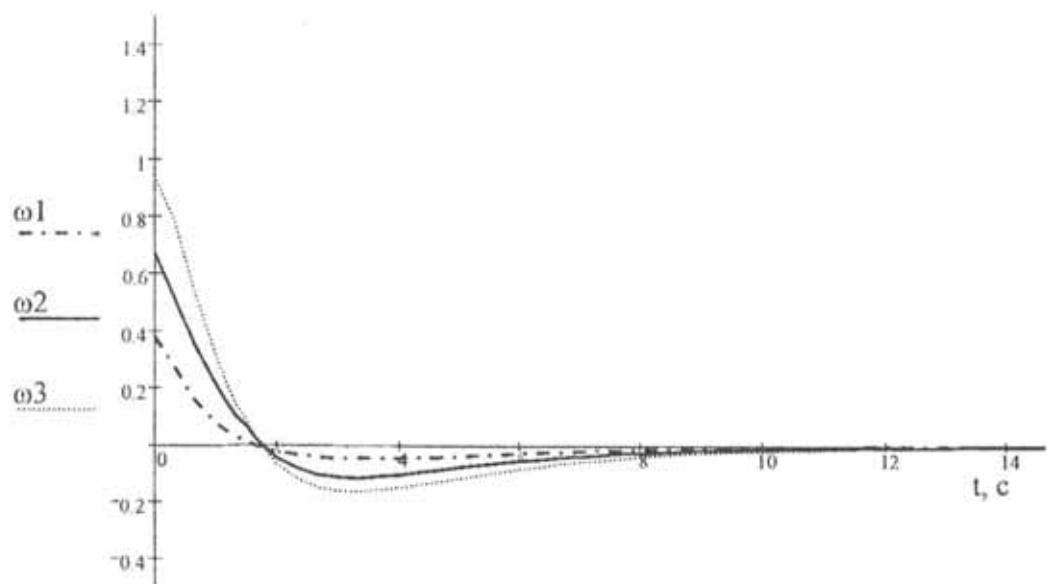


Рисунок 3. Подстройка угловых скоростей под эталон при больших значениях r_y .

ЛИТЕРАТУРА

1. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. М.: Наука, 1973.
2. Буков В.Н., Сизых В.Н. Метод и алгоритмы решения сингулярно-вырожденных задач аналитического конструирования регуляторов // Изв. АН. Теория и системы управления. 2001, №5.
3. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. – М.: Машиностроение, 2004.
4. Пятницкий Е.С. Синтез иерархических систем управления механическими и электромеханическими объектами на принципе декомпозиции // А и Т. 1989, № 4. Машиностроение. Энциклопедия. Том 4. Автоматическое управление. Теория. – М.: Машиностроение, 2000.

УДК 629.7.058.44

КОМПЕНСАЦИЯ СДВИГА ВЕТРА АДАПТИВНОЙ САУ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ САМОЛЕТА

Попов В.М.

*Кафедра авиационных электросистем и
пилотажно-навигационных комплексов*

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
povlamix@mail.ru*

Одно из перспективных направлений проектирования адаптивных систем связано с развитием методов модального управления, позволяющих формировать цепи обратных связей из условия заданного распределения нулей и полюсов передаточных функций замкнутой автоматической системы. При таком подходе можно существенно упростить структуру и алгоритмическое обеспечение адаптивной системы. Рассматривается вывод условий компенсации влияния сдвига ветра в продольном канале самолета. Приводится пример численного исследования управления углом наклона траектории самолета в режиме "Заход на посадку" при наличии вертикального ветра.

1. НЕМИНИМАЛЬНАЯ ФОРМА ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ С ДВУМЯ ВХОДАМИ

Пусть выходной сигнал объекта управления (ОУ) с двумя входами имеет вид

$$\theta(p) = W_{\theta}^{\delta_*} \cdot \delta_e(p) + W_{\theta}^{\alpha_*} \cdot \alpha_e(p), \quad (1)$$

где θ - угол наклона траектории, δ_e – отклонение руля высоты, α_e – угол ветра,

$$\begin{aligned} W_\theta^{\delta_e} &= \frac{b_3 p^3 + b_2 p^2 + b_1 p + b_0}{p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0} = \frac{k_p B(p)}{A(p)}, \\ W_\theta^{\alpha_e} &= \frac{c_3 p^3 + c_2 p^2 + c_1 p + c_0}{p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0} = \frac{c_k C(p)}{A(p)}. \end{aligned}$$

Разделим числитель и знаменатель передаточных функций (1) на устойчивый полином

$$\beta(p) = p^3 + \beta_2 p^2 + \beta_1 p + \beta_0$$

и результат запишем в виде

$$\begin{aligned} \left[p + \tilde{a}_3 + \frac{\tilde{a}_2 p^2 + \tilde{a}_1 p + \tilde{a}_0}{\beta(p)} \right] \theta(p) &= \left[p + \frac{\tilde{b}_2 p^2 + \tilde{b}_1 p + \tilde{b}_0}{\beta(p)} \right] \delta_e(p) + \\ &+ \left[c_k + \frac{\tilde{c}_2 p^2 + \tilde{c}_1 p + \tilde{c}_0}{\beta(p)} \right] \alpha_e(p), \end{aligned} \quad (2)$$

где $\tilde{a}_3 \dots \tilde{a}_0$, $\tilde{b}_2 \dots \tilde{b}_0$, $\tilde{c}_2 \dots \tilde{c}_0$ - коэффициенты, полученные при делении полиномов $A(p)$, $B(p)$, $C(p)$ на полином $\beta(p)$.

Введем новые переменные

$$\begin{aligned} Y_0(p) &= \frac{1}{\beta(p)} \theta(p), \quad Y_1(p) = \frac{p}{\beta(p)} \theta(p), \quad Y_2(p) = \frac{p^2}{\beta(p)} \theta(p); \\ V_0(p) &= \frac{1}{\beta(p)} \delta_e(p), \quad V_1(p) = \frac{p}{\beta(p)} \delta_e(p), \quad V_2(p) = \frac{p^2}{\beta(p)} \delta_e(p); \\ G_0(p) &= \frac{1}{\beta(p)} \alpha_e(p), \quad G_1(p) = \frac{p}{\beta(p)} \alpha_e(p), \quad G_2(p) = \frac{p^2}{\beta(p)} \alpha_e(p). \end{aligned} \quad (3)$$

Уравнения ОУ (1) с учетом (2) и (3) в пространстве состояний запишутся так

$$\dot{X} = aX + b\delta_e + c\alpha_e \quad (4)$$

или в развернутой форме

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{Y}_2 \\ \dot{Y}_1 \\ \dot{Y}_0 \\ \dot{V}_2 \\ \dot{V}_1 \\ \dot{V}_0 \\ \dot{G}_2 \\ \dot{G}_1 \\ \dot{G}_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\tilde{a}_3 - \tilde{a}_2 - \tilde{a}_1 - \tilde{a}_0 & \tilde{b}_2 & \tilde{b}_1 & \tilde{b}_0 & \tilde{c}_2 & \tilde{c}_1 & \tilde{c}_0 \\ 1 - \beta_2 - \beta_1 - \beta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\beta_2 - \beta_1 - \beta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\beta_2 - \beta_1 - \beta_0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ Y_2 \\ Y_1 \\ Y_0 \\ V_2 \\ V_1 \\ V_0 \\ G_2 \\ G_1 \\ G_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_p \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e + \begin{bmatrix} c_k \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \alpha_e$$

Порядок полученной системы дифференциальных уравнений $3n - 2 > n$, поэтому она и называется неминимальной формой (НМФ). НМФ обладает следующими преимуществами:

- а) все состояния модели (4) непосредственно наблюдаемы;
- б) структура модели очень проста: подавляющее число дифференциальных уравнений представляет собой уравнения простейших фильтров с неизменяемыми в процессе функционирования ОУ параметрами, что очень существенно при синтезе адаптивных систем управления;
- в) структура матриц НМФ позволяет существенно упростить алгоритмы синтеза модального управления.

2. СИНТЕЗ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ С МОДАЛЬНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ ПРИ КОМПЕНСАЦИИ ВОЗМУЩЕНИЯ

Пусть требования к замкнутой системе (1) на один вход заданы в виде эталонной передаточной функции (ЭМ)

$$\Phi_s(p) = \frac{\theta_s(p)}{\delta_{e \text{ зад}}(p)} = \frac{k_p B(p)}{A(p)}. \quad (5)$$

Найдем закон управления для системы (4), при котором выходные сигналы ОУ и ЭМ совпадали, а влияние возмущения α_e на ОУ компенсировалось.

Сигнал управления δ_e представим в следующем виде:

$$\delta_e = \delta_{e \text{ ос}} + \delta_{e \text{ зад}} + d_3 \alpha_e, \quad (6)$$

где $\delta_{e \text{ зад}}$ – задающее воздействие, $\delta_{e \text{ ос}}$ – сигнал обратной связи, формируемый так

$$\delta_{e \text{ ос}} = d_2 G_2 + d_1 G_1 + d_0 G_0.$$

Найдем изображение δ_e по Лапласу с учетом соотношений (3)

$$\delta_e(p) = \frac{d_2 p^2 + d_1 p + d_0 + d_3 \beta(p)}{\beta(p)} \alpha_e(p) + \delta_{e \text{ зад}}(p). \quad (7)$$

Используя выражение (1) и формулу (7), находим выходной сигнал $\theta(p)$ замкнутой системы

$$\theta(p) = \frac{k_p B(p)}{A(p)} \delta_{e \text{ зад}}(p) + \frac{k_p B(p)[d_2 p^2 + d_1 p + d_0 + d_3 \beta(p)] + c_k c(p) \beta(p)}{A(p) \beta(p)} \alpha_e(p),$$

который должен совпадать с желаемым (5) $\theta_s(p)$.

Таким образом, задача синтеза адаптивной системы с модальным управлением при компенсации влияния возмущения сводится к решению уравнения

$$k_p B(p)[d_2 p^2 + d_1 p + d_0 + d_3 \beta(p)] + c_k c(p) \beta(p) = 0. \quad (8)$$

Для определения настраиваемых коэффициентов в законе управления (6) используем алгоритм адаптации, приведенный в работе [1]

$$\begin{aligned} \dot{\kappa} &= -S_z^{-1} k_p R \tilde{x} e, \\ \dot{R} &= -S_z^{-1} k_p^2 R \tilde{x} \tilde{x}^T R, \end{aligned} \quad (9)$$

где $e = \dot{\theta} - \dot{\theta}_s$ - ошибка, отражающая цель адаптации, S_z^{-1} - интенсивность шумов датчиков, $\tilde{x}^T = [G_2 \ G_1 \ G_0 \ \alpha_e]$, $\kappa^T = [d_2 \ d_1 \ d_0 \ d_3]$.

В работе [2] показано, что алгоритм (9) обеспечивает достижения цели адаптации

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\theta - \theta_s) = 0,$$

при этом не требуется обеспечения «богатства» входного сигнала.

В заключении следует отметить, что преобразование к НМФ основано на использовании передаточных функций, полученных при нулевых начальных условиях, поэтому координаты состояния НМФ характеризуют действительное состояние ОУ только после затухания составляющей движения, вы званной ненулевыми начальными условиями. При соответствующем выборе параметров НМФ это затухание происходит быстро, что делает возможным ее применение.

ПРИМЕР

Исследуем особенности управления углом наклона траектории отклонением руля высоты δ_e в продольном движении самолета ИЛ-76 в режиме "Заход на посадку" при наличии вертикального ветра.

Уравнения движения самолета (без учета связей по высоте) имеют вид

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} + a_x^V \Delta V + a_x^\alpha \Delta \alpha + a_x^g \Delta \vartheta &= a_x^P \Delta P, \\ \Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V \Delta V + a_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + a_{m_z}^g \Delta \vartheta_z &= a_{m_z}^{\delta_e} \Delta \delta_e, \\ \Delta \dot{\theta} - a_y^V \Delta V - a_y^\alpha \Delta \alpha &= a_y^{\delta_e} \Delta \delta_e, \\ \Delta \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z, \\ \Delta \dot{H} &= V \cdot \Delta \theta, \\ \Delta \vartheta &= \Delta \theta + \Delta \alpha - \alpha_e, \quad \alpha_e = \frac{U_y}{V}, \end{aligned} \quad (10)$$

где коэффициенты дифференциальных уравнений рассчитывались по методике [3] и представлены в таблице 1.

Модель двигателя описывалась уравнением

$$T_d \Delta \dot{P} + \Delta P = k_o^{\delta_p} \Delta \delta_p + k_o^V \Delta V. \quad (11)$$

Закон управления тягой двигателя согласно [4] имел следующую структуру

$$\Delta \delta_p = k_p^{n_x} \Delta n_x + k_p^V \Delta V + k_p^g \Delta \vartheta + k_p^{\Delta V} \int \Delta V dt, \quad (12)$$

где параметры модели (11) и закона управления (12) тягой двигателя приведены в таблице 2.

Таблица 1. Коэффициенты дифференциальных уравнений (10).

a_x^V , c^{-1}	a_x^α , $m \cdot c^{-2}$	a_x^g , $m \cdot c^{-2}$	a_x^P , $m \cdot c^{-2} \cdot h^{-1}$	a_y^V , m^{-1}	a_y^α , c^{-1}	$a_y^{\delta_e}$, c^{-1}	$a_{m_z}^V$, $(m \cdot c)^{-1}$	$a_{m_z}^\alpha$, c^{-2}	$a_{m_z}^{\omega_z}$, c^{-1}	$a_{m_z}^{\delta_e}$, c^{-2}
0,0384	0,183	0,17	$6,4 \cdot 10^{-6}$	0,0042	-0,44	0,12	-0,0019	1,33	0,83	0,12

Таблица 2. Значения параметров модели (11) и закона управления (12) тягой двигателя.

$k_o^{\delta_p}$, $n/\text{рад}$	k_o^V , $n \cdot c/m$	$k_p^{n_x}$, рад	k_p^g	k_p^V , $\text{рад} \cdot c/m$	$k_p^{\Delta V}$, $\text{рад}/m$	T_d , c
7111	-0,72	0,5	1,7	0,1	0,01	1,2

В качестве модели вертикального ветра использовалась модель нисходящего потока воздуха [5], из которой бралась только вертикальная составляющая ветра U_y . Скорость нисходящего потока воздуха U_0 принималась равной 10 м/с.

Синтезированный закон управления рулём высоты δ_e , компенсирующий вертикальный ветер, согласно (6) принимался равным

$$\Delta\delta_e = \Delta\delta_{e\text{зад}} + \Delta\delta_{eK}, \quad (13)$$

где $\Delta\delta_{e\text{зад}} = k_e^H \Delta H + k_e^{\dot{H}} \Delta \dot{H} + k_e^g \Delta g + k_e^{\omega_z} \Delta \omega_z$,

$\Delta\delta_{eK} = d_2 G_2 + d_1 G_1 + d_0 G_0 + d_3 \alpha_e$ – компенсирующая добавка.

Переменные G_2 , G_1 , G_0 находились из системы уравнений

$$\begin{aligned} \dot{G}_2 &= -\beta_2 G_2 - \beta_1 G_1 - \beta_0 G_0 + \alpha_e, \\ \dot{G}_1 &= G_2, \\ \dot{G}_0 &= G_1. \end{aligned} \quad (14)$$

Параметры штатного закона управления $\delta_{e\text{зад}}$ и компенсирующей добавки δ_{eK} d_3 , d_2 , d_1 , d_0 , вычисленные согласно уравнению (8), приведены в таблице 3.

Таблица 3. Параметры штатного закона управления $\delta_{e\text{зад}}$ и компенсирующей добавки δ_{eK} .

k_e^H , град/м	$k_e^{\dot{H}}$, град·с	k_e^g	$k_e^{\omega_z}$, с	d_2	d_1	d_0	d_3	β_2	β_1	β_0
0,19	0,8	1,5	0,6	-0,523	0,89	-1,23	3,3	3	2	1

Для определения настраиваемых коэффициентов d_3 , d_2 , d_1 , d_0 (точные значения приведены в таблице 2) в законе управления (13) использовался алгоритм адаптации (9). Погрешность определения коэффициентов не превышает 2-4%.

Система дифференциальных уравнений (10), (11), (14) и (9) с синтезированным законом управления рулём высоты (13) решалась методом Рунге-Кутта 4 порядка с шагом интегрирования 0,05 при начальных условиях

$$V_0 = 70 \text{ м/с}, \quad H_0 = 500 \text{ м}, \quad \alpha_0 = 4,5^\circ, \quad \delta_{p0} = 18^\circ, \quad m = 155 \text{ т}, \quad P_0 = 180000 \text{ Н}.$$

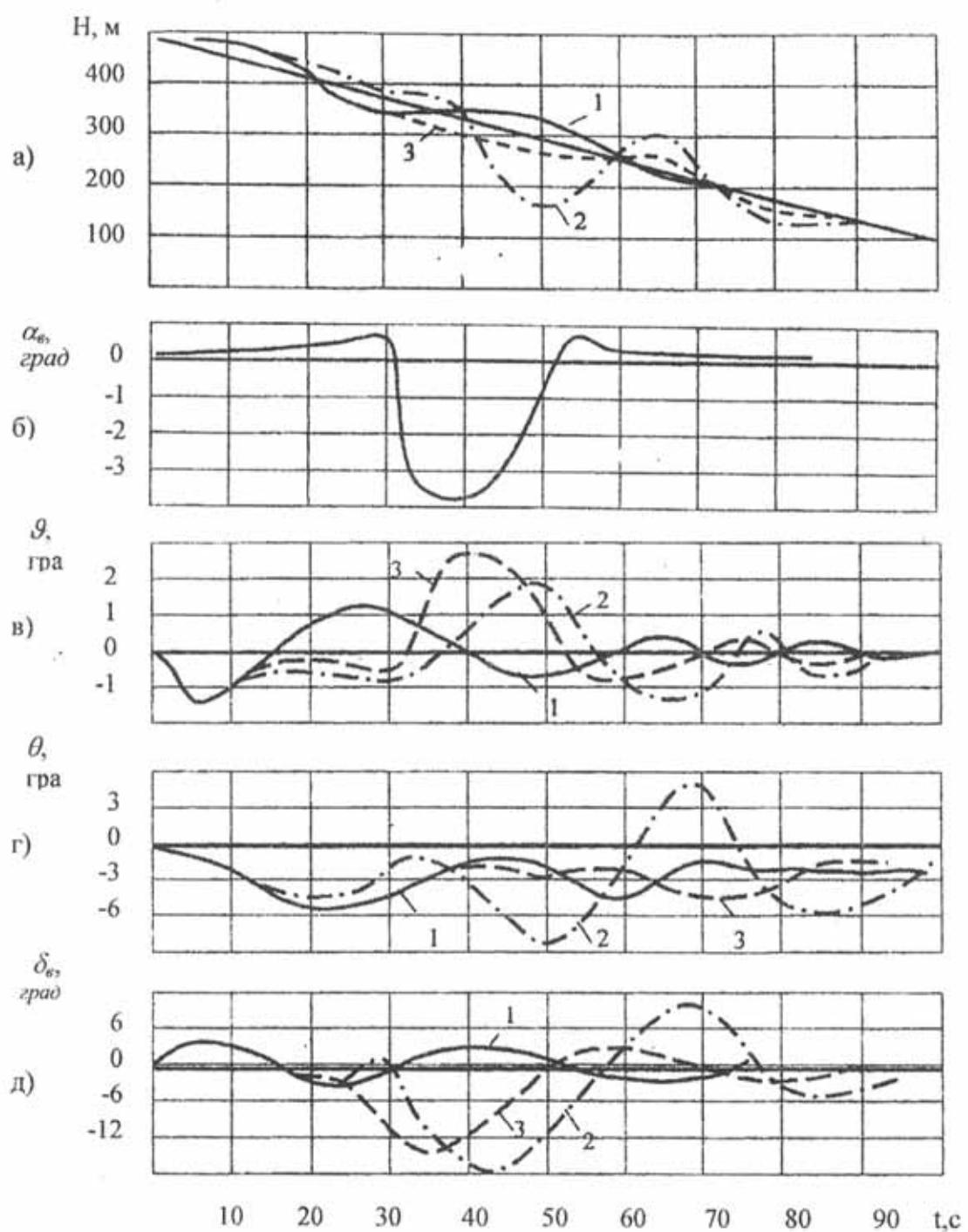


Рисунок 1. Графики изменения: (а) траектории посадки самолета; (б) угла ветра α_a ; (в, г, д) параметров самолета (1 – без ветра; 2 – без компенсации α_a (штатный закон управления); 3 – с компенсацией α_a (синтезированный закон управления).

Результаты численного моделирования описанного примера приведены на рисунке 1, а, б, в, г, д. Сравнивая результаты выходных сигналов ОУ без учета и с учетом компенсации вертикального ветра можно сделать следующие выводы:

- вертикальная скорость самолета гасится за счет изменения углового положения на угол $\Delta\vartheta = -\alpha_e$;
- руль высоты практически отслеживает изменение α_e ;
- так как истинная скорость самолета не полностью стабилизируется автоматом тяги и зависит от α_e , то траектория движения самолета не совпадает с глиссадой (с траекторией без ветра), но "провала" самолета не происходит;
- для совпадения траектории самолета с синтезированным законом управления и глиссады необходимо дополнительно синтезировать закон компенсации α_e тягой двигателя, т.е ввести α_e в закон управления тягой двигателя;
- необходимо исследовать влияние инерционности привода при синтезе законов управления.

На рисунке 2 показаны траектории посадки самолета со штатным и синтезированным законами управления рулем высоты при тех же условиях для нелинейной модели самолета ИЛ-76.

Анализ графиков показывает, что введение компенсирующей добавки δ_{ek} в штатный закон управления существенно уменьшает отклонение самолета от глиссады, что еще раз подтверждает правильность синтеза закона управления.

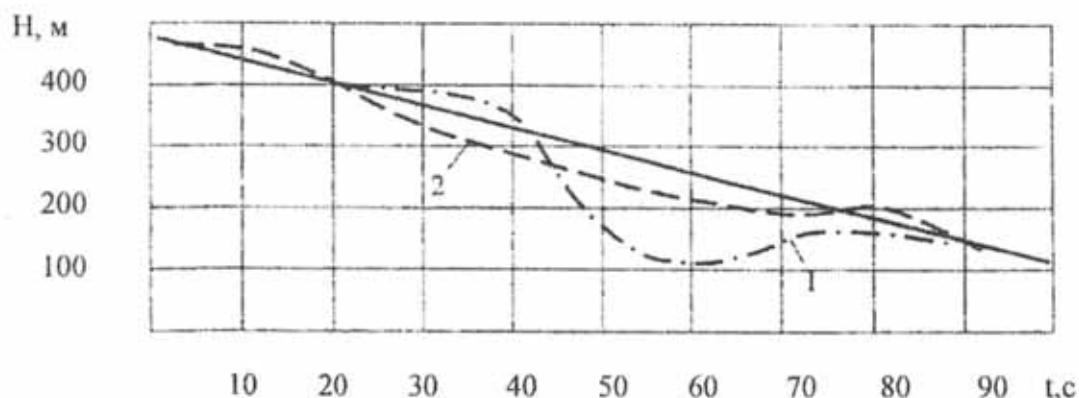


Рисунок 2. Траектория посадки самолета: 1 – без компенсации α_e (штатный закон управления); 2 – с компенсацией α_e (синтезированный закон управления).

ЛИТЕРАТУРА

1. Попов В.М., Решетняк Е.П. Субоптимальная адаптивная система управления с эталонной моделью. Научно-технический сборник № 7. Иркутское ВВАИУ, 1988.
2. Попов В.М. Синтез адаптивной системы управления с эталонной моделью для объекта с двумя входами. Научно-методические материалы по современным методам проектирования авиационных автоматических систем. Иркутское ВВАИУ, 1989.
3. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. М.: Наука, 1987.
4. Самолет ИЛ-76. Часть 2. Авиационное оборудование. М.: Воен. издат, 1990.
5. Попов В.М., Туктарев Н.А. Упрощенная модель микропорыва ветра на основе вихревого кольца. В сб. Авиационные системы летательных аппаратов. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1995.

СЕКЦИЯ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ»

Председатель – доцент Жаркой И.И.

УДК 629.7.025.1

УПРУГАЯ ПОДВЕСКА КРЫЛА САМОЛЕТА И ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА ПЕРЕГРУЗКИ

Донцов В.Г.

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*
Иркутский филиал МГТУ ГА

В докладе изучается поведение крыла с упругой подвеской в классической постановке. Полученное уравнение изгибных колебаний упругой линии крыла анализируется с помощью численных расчетов для различных значений жесткости в подвеске. Доказано, что по мере уменьшения жесткости в подвеске крыла уменьшается и перегрузка на крыло.

Рассмотрим собственные изгибы колебания крыла большого удлинения в классической постановке, т.е. представим конструкцию в виде тонкой длинной балки постоянной изгибной жесткости и постоянной погонной массы [1,2,3]. Уравнение колебания крыла в такой постановке имеет вид

$$EJ \frac{\partial^4 y}{\partial z^4} + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0, \quad (1)$$

где EJ – постоянная изгибная жесткость; m – постоянная погонная масса; y и z – соответственно вертикальная и горизонтальная координаты (вдоль упругой оси балки); t – время.

Решение уравнения ищем в виде

$$y(z,t) = f(z) \cdot e^{i\omega t}, \quad (2)$$

где $f(z)$ – форма собственных изгибных колебаний; ω – частота.

Разделив переменные, получаем уравнения

$$\frac{d^4 f}{dz^4} - k^4 f = 0, \quad (3)$$

где $k^4 = \frac{m}{EJ} \omega^2$.

Границные условия для этого уравнения следующие:

при $z=0 \quad f(0)=0, \quad f'(0) \cdot D = f''(0)EJ;$

при $z=l \quad f''(l)=f'''(l)=0,$

где D – жесткость пружины кручения в подвеске.

Общее решение записывается в виде

$$f(z) = c_1 \sin kz + c_2 \cos kz + c_3 shkz + c_4 chkz.$$

Постоянные c_i определим из граничных условий. Удовлетворяя граничным условиям, получим следующую систему однородных уравнений

$$\begin{aligned} c_2 + c_4 &= 0 \\ c_1 + c_3 + (c_2 - c_4)p &= 0 \\ -c_1 \sin \xi_m - c_2 \cos \xi_m + c_3 sh \xi_m + c_4 ch \xi_m &= 0 \\ -c_1 \cos \xi_m + c_3 \sin \xi_m + c_3 ch \xi_m + c_4 sh \xi_m &= 0, \end{aligned} \tag{4}$$

где $p = \frac{EJ}{D}k$ – параметр обратно пропорциональный крутильной жесткости в подвеске; $\xi = kz$ ($\xi_m = kl$) – безразмерный аргумент.

Определитель этой системы отличный от нуля дает частотное уравнение

$$1 + ch \xi_m \cdot \cos \xi_m = p(ch \xi_m \cdot \sin \xi_m - sh \xi_m \cdot \cos \xi_m). \tag{5}$$

При $p=0$ получим консольную балку с совершенно жесткой заделкой. Такая задача решена [1,2,3] и для этого случая получено наименьшее значение корня $\xi = 1,875$.

Продолжая далее искать корни приближенно для $m > 2$ получаем собственные значения

$$\xi_m = \frac{2m-1}{2}\pi.$$

При $p > 0$ такая же задача может быть решена, однако удобнее поступить по–другому. Выбираем ряд дискретных значений корней ξ_q и находим для них p_q по уравнению (5). Далее продолжая решать уравнение (5) можно найти и другие собственные значения корней. Приближенно для $\xi \rightarrow \infty$ можно воспользоваться формулой

$$\xi_m = arctg \frac{1+p_q}{p_q}.$$

Вернемся к системе (4) и определим постоянные C_i . Определитель системы равен нулю, следовательно, можно найти только три корня, выразив их, например, через C_2 .

$$C_1 = -C_2 \frac{ch\xi_m + \cos\xi_m + 2psh\xi_m}{sh\xi_m + \sin\xi_m}.$$

$$C_3 = C_2 \frac{ch\xi_m + \cos\xi_m - 2p\sin\xi_m}{sh\xi_m + \sin\xi_m}.$$

$$C_4 = -C_2$$

Подставляя коэффициенты C_i в общее решение уравнения (3), получим

$$f(\xi) = -C_2 \{ch\xi - \cos\xi - Q(sh\xi - \sin\xi) + 2p[\sin\xi + \Delta Q(sh\xi - \sin\xi)]\}, \quad (6)$$

$$\text{где } Q = \frac{ch\xi_m + \cos\xi_m}{sh\xi_m + \sin\xi_m}; \quad \Delta Q = \frac{\sin\xi_m}{sh\xi_m + \sin\xi_m}.$$

Произвольную постоянную C_2 заменим выражением

$$C_2 = -\frac{l}{(kl)^2},$$

а деформацию заменим безразмерной величиной $\bar{f} = \frac{f}{l}$

$$\bar{f} = \frac{1}{(kl)^2} [ch\xi - \cos\xi - Q(sh\xi - \sin\xi) + 2p[\sin\xi + \Delta Q(sh\xi - \sin\xi)]] \quad (7)$$

Продифференцируем дважды по z уравнение (7)

$$\bar{f}_{zz} = \frac{1}{l^2} [ch\xi + \cos\xi - Q(sh\xi + \sin\xi) + 2p[-\sin\xi + \Delta Q(sh\xi + \sin\xi)]], \quad (8)$$

$$\text{при } \xi = 0 \quad \bar{f}_{zz}(0) = \frac{2}{l^2}.$$

Таким образом $M = f''(0)EJ = \frac{2}{l}EJ$ оказывается одинаковым для любого значения параметра p , значит и площади эпюор изгибающих моментов должны быть одинаковыми как и потенциальные энергии деформированной балки с упругой подвеской.

Чтобы в этом убедиться был проведен численный расчет и результаты помещены в таблицу 1.

Таблица 1. Данные расчета.

$\xi_m = k_m l$	1	2	3	4
$2p$	1,875	1,8	1,7	1,6
$\bar{U} = \frac{\bar{U}_m}{\bar{U}_1}$	0	0,159	0,404	0,700
$\frac{1}{k} \int_0^{\xi_m} \bar{f}''(\xi) d\xi$	1	0,991	0,980	0,972
$\frac{\dot{y}_m(0,0)}{\dot{y}_1(0,0)} = \left(\frac{k_m}{k_1} \right)^4$	0,783	0,778	0,772	0,766
$\frac{y_m(\xi_m)}{y_1(\xi_1)} \cdot \left(\frac{k_m}{k_1} \right)^2$	1	0,849	0,676	0,530
		0,943	0,862	0,783

Разница в полученных результатах по относительной потенциальной энергии в 3%, по площадям эпзор изгибающих моментов – в 2%, а перегрузка при $z = 0$ уменьшается почти на 50%.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федосьев В.И.. Сопротивление материалов. Москва 1970. – 543с.
2. Биссплингхофф Р.Л., Х.Эшли, Халфмен Р.Л.. Аэроупругость. Москва 1958. – 799с.
3. Макаревский В.М., Чижов В.М.. Основы прочности летательных аппаратов. Москва 1982. – 237с.

УДК 629.7.017.21

ОЦЕНКА АЭРОДЕМПФИРУЮЩИХ СВОЙСТВ ЭКРАНОПЛАНА

Гудков А.С., Одареев В.А.

Кафедра самолетостроения и эксплуатации летательных аппаратов
Иркутский государственный технический университет (ИрГТУ)
skarit@mail.ru

В работе исследуются вопросы продольной устойчивости экраноплана. Изложена методика оценки аэродинамического демпфирования используя метод гармонической линеаризации.

Важность проблемы устойчивости для безопасной эксплуатации экранопланов определяется тем, что рассматриваемые аппараты движутся с большой скоростью в непосредственной близости от воды или земли.

Стремления использовать в полной мере положительное свойства экрана привели к возникновению проблемы обеспечения устойчивости продольного движения аппарата на малых отстояниях, так как при изменении режима движения характеристики устойчивости сильно меняются..

Специфика движения экранопланов вблизи опорной поверхности требует решения ряда задач, где ключевую роль играют демпфирующие свойства летательного аппарата. Сложность и многообразие процессов, сопровождающих рассеяние энергии при колебаниях, а также влияние большого числа факторов, которые трудно учесть теоретическим путем, - все это приводит к тому, что учет затухания до сих пор сводится к добавлению в уравнения консервативной задачи некоторых «подходящих членов». Последние выбираются таким образом, чтобы результаты теоретических подсчетов давали удовлетворительное совпадение с опытными данными.

При определении вида функции аэродемпфирования, основная сложность заключается в том, что экраноплан, в отличие от упругих систем, имеет переходные процессы по тангажу и крену с большой интенсивностью затухания. Кроме того, в результате несимметричности, вызванной влиянием экрана, характеристика $C_y = f(H)$ становится «мягкой» вверх от опорной поверхности и «жесткой» по направлению к последней [1], поэтому, применение распространенных методик для упругих систем [2, 3], приводит к ошибочным результатам.

Решение задачи возможно, если применить гармоническую линеаризацию несимметричной нелинейности по отстоянию от экрана с учетом введения демпфирующего фактора.

При таком подходе нелинейная система разбивается условно на линейную часть и нелинейный элемент. При этом принимается, что линейная часть обладает свойством фильтра, т.е. все высшие гармоники фильтруются линейной частью системы. Нелинейный элемент линеаризуется на основании принципа равенства энергии за период колебаний исходной и линеаризованной системы.

Пусть дифференциальные уравнения колебаний ЛА в плоскости тангажа имеют вид:

$$\begin{aligned}\ddot{z} + 2\delta_1 \dot{z} + \omega_1^2 F(z) + \omega_{12}^2 \varphi &= \psi(t) \\ \ddot{\varphi} + 2\delta_2 \dot{\varphi} + \omega_{21}^2 z + \omega_2^2 \varphi &= 0\end{aligned}\tag{1}$$

где $\psi(t)$ - внешнее возмущение, $F(z) = z - \alpha z^2 + \beta z^3$ - нелинейная характеристика по отстоянию, z и φ - соответственно вертикальные и

угловые перемещения в плоскости тангажа, $\alpha = 1/h$, $\beta = 1/h^2$, h – отстояние от экрана по задней кромке крыла.

Решение ищется в виде

$$z = z_0 + A \sin x \quad (2)$$

Приведенный коэффициент гармонической линеаризации на основании выражения $q = \frac{1}{\pi A} \int_0^{2\pi} F(z_0 + A \sin \varphi) \sin \varphi d\varphi$ для несимметричной нелинейности [5, 6] будет равен

$$q = \frac{1}{\pi A} \int_0^{2\pi} (z_0 + A \sin \varphi) \sin \varphi d\varphi - \frac{\alpha}{\pi A} \int_0^{2\pi} (z_0 + A \sin \varphi)^2 \sin \varphi d\varphi + \frac{\beta}{\pi A} \int_0^{2\pi} (z_0 + A \sin \varphi)^3 \sin \varphi d\varphi$$

Тогда

$$\begin{aligned} \ddot{z} + 2\delta_1 \dot{z} + \omega_1^2 q z + \omega_{12}^2 \varphi &= \psi(t) \\ \ddot{\varphi} + 2\delta_2 \dot{\varphi} + \omega_{21}^2 z + \omega_2^2 \varphi &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

Далее полученная система (3) решается как линейная. Для оценки самой нелинейности лучше произвести построение диаграммы качества с выявлением взаимного влияния параметров нелинейности (A, z_0, q) на степень затухания и частоту. Результатом справедливости найденного решения становится удовлетворительная сходимость кривой расчетного переходного процесса с экспериментальным.

Решение задач по определению зависимости аэродемпфирования, позволяет более полно учитывать поведения аппарата на переходных режимах при продольных колебаниях и дает возможность расширения эксплуатационных возможностей, что достигается уточнением полученных ранее центровочных диаграмм, и. т. д.

ЛИТЕРАТУРА

1. Одареев В.А. Метод редукционной декомпозиции в прикладных задачах динамики систем. – Иркутск: Изд-во Иркут. Ун-та, 1991. - 216с.
2. Писаренко Г.С, Матвеев В.В, Яковлев А.П Методы определения характеристик демпфирования колебаний упругих систем. АН УССР 1976г.
3. Каудерер Г. Нелинейная механика. Пер. с немецкого Я.Г. Пановко. М: Изд. иностранной литературы 1961. – 777с.
4. Вибрации в технике. Справочник. В 6-ти т./Ред. Совет: В.Н. Челомей (пред.) – М.: Машиностроение 1979 – Т.2 Колебания нелинейных механических систем / Под. Ред. И.И. Блехмана. 1979. – 351с.

5. Прикладная теория процессов управления в нелинейных системах. Попов Е.П., Главная редакция физико-математической литературы. М., 1973. – 584с.
6. Попов Е.П., Пальтов И.П. Приближенные методы исследования нелинейных автоматических систем. М., 1962. – 792с.

УДК 629.7.018.72

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛЕЙ ЭКРАНОПЛАНОВ НА ОТКРЫТОЙ ВОДЕ С ЗАПИСЬЮ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

Суржик В.В.

*Иркутский государственный университет
путей сообщения (ИрГУПС)
Surzhik_vv@irgups.ru*

В статье изложена методика экспериментального определения динамических характеристик экранопланов на открытой воде путем буксировки моделей катером на подводных крыльях и установке на модели и на катере модифицированной самолетной регистрирующей аппаратуры. Приведены результаты сравнения экспериментальных характеристик переходного процесса возмущенного движения модели экраноплана “летающая платформа” с теоретическими расчетами и даны рекомендации.

Для изучения особенностей околоэкранной аэродинамики наиболее широко применяются аэродинамические трубы с имитацией земли посредством неподвижного или подвижного экрана [1, 2] или с помощью зеркального отображения второго крыла или всего аппарата, предложенного Л. Прандтлем. Были сделаны также попытки применения подвижного экрана. Наиболее перспективными способами исследования динамических характеристик и управляемости экранопланов является буксировка их моделей в гидроканалах, катапультирование на треке, буксировка посредством специально оборудованного для этой цели катера, а также применение радиоуправляемых самоходных моделей.

Однако для изучения таких важных и плохо поддающихся достаточно точным расчетам и моделированию качеств экранопланов, как устойчивость, управляемость, эффективность стартовых устройств, сопротивление в переходных режимах, могут с достаточной достоверностью изучаться только с помощью самоходных пилотируемых моделей [3].

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Для проверки математической модели возмущенного продольного движения экраноплана с учетом кинематической нестационарности [4],

построена и испытана модель экраноплана компоновки “летающая платформа”, являющаяся модификацией схемы “гибрид” [5] с оптимальным удлинением крыльев. Конструкция и геометрия модели были определены с учетом практических рекомендаций квадрупольной теории несущей поверхности [6], расчетов по оптимизации удлинений основного крыла, а также, учитывая результаты испытаний моделей. Модель экраноплана (рисунки 1 и 2) состоит из следующих агрегатов: 1) основное несущее крыло; 2) носовое горизонтальное оперение; 3) двухкилевое вертикальное оперение; 4) кормовой стабилизатор; 5) силовая рама с датчиками.



Рисунок 1.

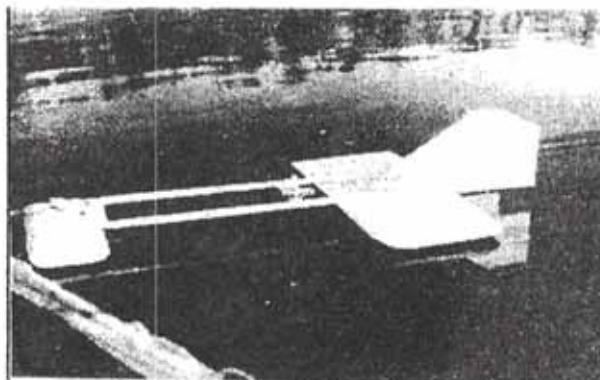


Рисунок 2.

1. Основное несущее крыло с удлинением $\lambda = 2$ представляет собой тонкую несущую поверхность, плоскую по хорде и размаху, спроектированную по рекомендациям квадрупольной теории [6], имеющую отклоненную заднюю кромку по хорде $b_{\delta} = 0,139 b_{o.k}$ и $\delta_{\delta} = 26$ мм и отогнутые вниз боковые кромки на величину $\delta_{bok} = 26$ мм (см. рисунок 2.). Изготовлено основное крыло из дюралюминия клепанной конструкции.

2. Носовое горизонтальное оперение имеет удлинение $\lambda = 2$ и плоско-выпуклый профиль NACA-2406 с относительной толщиной $C = 6\%$. Нижняя поверхность носового крыла, плоская по хорде и размаху, имеет, как и основное крыло, отклоненную заднюю кромку с $\delta_{3,n.e.o} = 21$ мм и $b_{3,n.e.o} = 0,167 b_{n.e.o}$. Боковые кромки также отогнуты вниз таким образом, чтобы в полете нижний срез отогнутой боковой кромки был параллелен экрану. Изготовлено носовое горизонтальное оперение, как и основное крыло, из дюралюминия с пенопластовым наполнением.

3. Вертикальное оперение состоит из двух килей с большим углом стреловидности по передней кромке, изготовленных из дюралюминиевого листа $\delta = 1,5$ мм. Оба киля крепятся на верхней поверхности основного крыла в кормовой части.

4. Сверху на вертикальные оперения крепится стабилизатор, выполняющий двойную функцию. С одной стороны, он увеличивает

продольную устойчивость модели, а с другой – увеличивает жесткость киля. Конструктивно стабилизатор представляет собой пластину $\lambda = 2$.

5. Силовая рама служит для жесткого соединения носового и основного крыльев в одну единую конструкцию, и, кроме того, для крепления на ней датчиков и коммутационной проводки регистрирующей аппаратуры (рисунок 3).

Конструкция силовой рамы позволяет изменять установочные углы атаки крыльев. В передней части рамы на поперечной балке над носовым крылом установлен датчик ускорений МП-95 и штекерный разъем автоматического разъединения жгута проводов.

Над центром тяжести модели на поперечной балке, закрепленной на силовой раме, установлены датчики МП-95 для замера вертикальных перегрузок, действующих на модель, в возмущенном движении и датчик угловой скорости ДУСУ-1, который замеряет величину ω_{Zc} . Датчик аэродинамического сопротивления изготовлен на базе двух датчиков МУ-615А и крепится в передней части силовой рамы. От датчика аэродинамического сопротивления отходит буксировочный тросик. Размещение датчиков на модели видно на рисунках 2 и 3.

Значения коэффициентов C_y несущей системы модели определены из системы балансировочных уравнений установившегося горизонтального движения модели экраноплана на основании полученных из эксперимента значений скорости V_{kp} и веса G

$$\begin{cases} Y_1 + Y_2 + Y_3 = G, \\ Y_1 I_1 - Y_2 I_2 + Y_3 I_3 = 0, \end{cases}$$

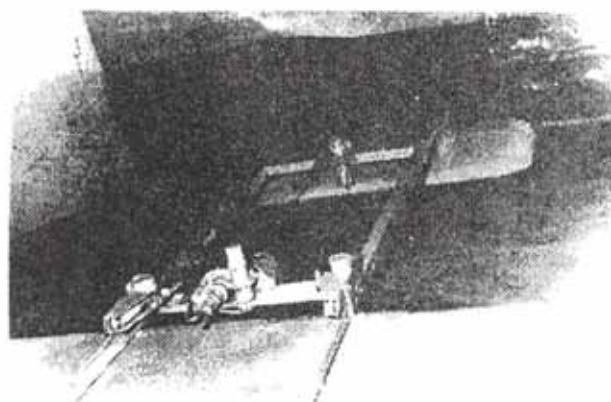


Рисунок 3.

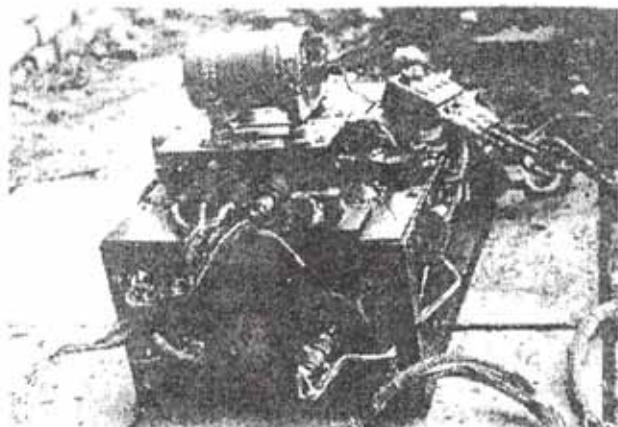


Рисунок 4.

где $Y_1, Y_2, Y_3, I_1, I_2, I_3$ – значения полных подъемных сил и расстояний от ЦМ соответственно основного (индекс 1), носового (индекс 2) крыльев и кормового стабилизатора (индекс 3).

Значение Y_3 известно, так как кормовой стабилизатор находится вне зоны влияния экрана и для его определения имеется достаточное количество экспериментальных материалов. Таким образом, из вышеперечисленных балансировочных уравнений можно найти два неизвестных I_1 и I_2 .

Инерционные характеристики модели находились экспериментальным путем по методике приведенной в [7].

Для регистрации параметров возмущенного движения модели использована самолетная аппаратура МСРП-12 с некоторыми изменениями и упрощениями. Данная измерительная система регистрации режимов полета (рисунок 4) записывает на фотоленте осциллографа К 12-22 следующие параметры полета модели экраноплана (рисунок 5): вертикальные ускорения ЦМ и носовой части модели; угловую скорость вращения вокруг оси OZ_c ; аэродинамическое сопротивление модели; величину возмущающей силы.

Лента записи параметров возмущенного движения модели экраноплана “летающая платформа” [5]. Буксировка за носовую узелку. Возмущающее усилие $P_{вом.ус.} = 0,7$ кг нанесено в центре давления носового крыла.

Физические величины (угловая скорость, сила сопротивления и так далее), регистрируемые аппаратурой при помощи соответствующих датчиков, преобразуются в электрические параметры – ток и напряжение, при этом к датчикам подводится стабилизированное напряжение. Далее электрические сигналы, несущие в себе функциональную зависимость измеряемых величин, проходят через блок регистрирующих сопротивлений, с помощью которого устанавливается необходимая максимальная величина сигнала. Для устранения



Рисунок 5.

Таблица 1. Основные параметры компоновочной схемы модели.

№	Наименование	Обозначение	Единица изм.	Значение	Примечание
1	Общий вес модели	G_0	кг	18,15	Полетный вес
2	Установочный угол атаки основного крыла	$\alpha_{уст.о.к.}$	град	$2^{\circ}55'$	Линия, соединяющая глисссирующие кромки основного крыла и носового горизонтального оперения, является линией отсчета установочных углов атаки несущих элементов
3	Установочный угол атаки носового горизонтального оперения	$\alpha_{уст.нго.}$	град	$4^{\circ}25'$	
4	Установочный угол атаки кормового горизонтального оперения	$\alpha_{уст.кго.}$	град	3°	
5	Общая длина модели	L_0	град	2,1	
6	Вынос носового горизонтального оперения (в нос)	$l_{н.г.о.}$	град	0,77	Передняя кромка основного крыла является базой отсчета выноса несущих элементов до их передних кромок
7	Вынос кормового горизонтального оперения (в корму)	$l_{к.г.о.}$	град	1,06	
8	Вынос вертикального оперения (в корму)	$l_{в.о.}$	град	1,33	Вынос В.О. измеряется от передней кромки основного крыла до задней кромки килей
9	Расположение центра тяжести	$X_{ц.т.}$	м	0,140	Расстояние измеряется от передней кромки основного крыла в корму до Ц.Т.
10	Момент инерции	J_{z_1}	кг·м ²	6,86	Определен экспериментально
11	Общая высота модели	H_0	м	0,43	

высокочастотных помех сигналы проходят через фильтры и поступают в преобразующее устройство светолучевого осциллографа, которое при помощи чувствительных элементов—гальванометров и оптической системы преобразует электрические сигналы в соответствующую измеряемую величину. С целью получения записи в функциональной зависимости от времени к осциллографу подводят электрические импульсы от электроконтактных часов.

Регулировочные сопротивления согласующего блока нормируют величину сигнала соответствующего датчика так, чтобы его максимальная величина на

входе в осциллограф не превышала предельной величины тока гальванометра (0.3 мА). Для подавления высокочастотных колебаний блока измерительных приборов и осциллографа, которые находились на борту катера-буксировщика и подвергались вибрации, в качестве фильтров применялись интегрирующие цепочки перед входом в осциллограф в каждом канале датчиков.

При проведении буксировочных испытаний модели, оборудованной датчиками, использовалось следующее оборудование и приборы: катер – буксировщик; буксировочная штанга; кабель, соединяющий датчики с аппаратурой записи и блоками питания; блок записывающей аппаратуры и блоки питания; аккумуляторная батарея; трубка ПВД и прибор УС-250; модель экраноплана, оборудованная датчиками.

В качестве катера-буксировщика использовались специально оборудованный для буксировочных испытаний катер на подводных крыльях типа "Волга" (рисунок 1). Катер оборудован трубкой ПВД с прибором УС-250, необходимых для контроля и поддержки постоянной воздушной скорости модели во время испытаний. Буксировка модели осуществлялась на скорости 60 км/час по прибору УС-250.

Блок записывающей аппаратуры и блок питания состояли из следующих приборов: осциллографа К 12-22, выносного пульта управления, электрочасов МЧ-62, стабилизированного блока питания датчиков БП-7, преобразователя ПАГ для питания датчика угловой скорости ДУСУ-1, согласующего блока и блока фильтров.

Все вышеперечисленные приборы скомпонованы и смонтированы на едином каркасе в едином блоке, что упрощает управление и обслуживание всей регистрирующей системы, а также ее транспортировку и размещение на борту буксировщика (рисунок 4).

Реализована следующая блок-схема измерительной системы регистрации параметров движения модели экраноплана (рисунок 6).



Рисунок 6. Блок-схема измерительной системы регистрации параметров движения.

На рисунках 7 и 8 приведены переходные процессы для $\Delta\dot{\vartheta}$ и $\Delta\ddot{H}$, полученные из эксперимента по вышеизложенной методике, и теоретических расчетов по квазистационарной модели с учетом кинематической нестационарности [4].

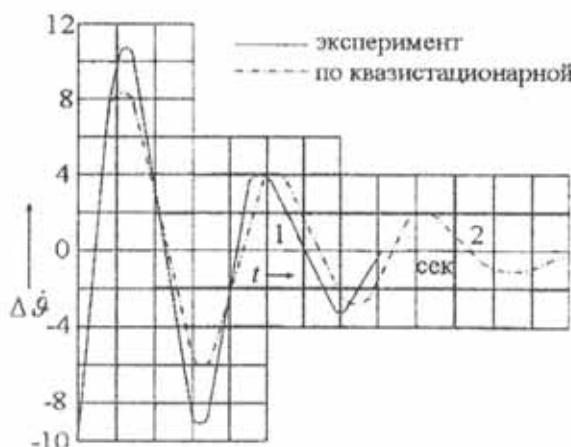


Рисунок 7.

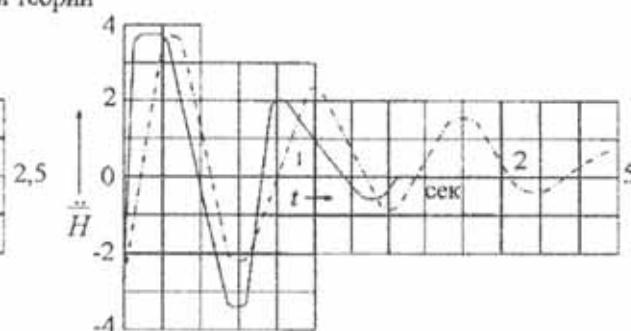


Рисунок 8.

Как видно, переходные процессы (рисунки 7 и 8) имеют ярко выраженный колебательный характер и наблюдается хорошее совпадение с экспериментом.

В процессе испытаний моделей экранопланов менялись геометрические размеры агрегатов и центровка моделей и определялись значения конструктивных параметров при которых происходила потеря устойчивости. В дальнейшем был проведен параметрический синтез систем дифференциальных уравнений продольного движения экранопланов различных компоновочных схем с учетом частных критериев оптимальности и определялись границы устойчивости в зависимости от геометрических параметров схемы \bar{S}_2 и \bar{L}_2 (где \bar{S}_2 – отношение площади носового крыла (или стабилизатора) к площади основного крыла, а \bar{L}_2 – отношение расстояния от центра тяжести до центра давления носового крыла (или стабилизатора) к расстоянию от центра тяжести до центра давления основного крыла).

По результатам проведенных расчетов зон устойчивости экранопланов получены патенты [8] и [9] для экранопланов компоновочной схемы "утка", [10] для экранопланов схемы "обратная утка" и [11] для экранопланов "самолетной" схемы.

ВЫВОДЫ

Предложенная методика исследования динамических характеристик моделей экранопланов на открытой воде с помощью катера-буксировщика и с использованием самолетной регистрирующей аппаратуры записи параметров

движения дала хорошие результаты и является перспективным направлением в области экспериментальных исследований устойчивости и управляемости моделей не только экранопланов, но и гидросамолетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Правила классификации и постройки малых экранопланов типа “А”. СПб.: Российский Морской Регистр судоходства. 1988. 66 с.
2. Антонюк Р.А., Кольцов В.А., Ударцев Е.И. Экспериментальное исследование участка аэродинамической трубы с подвижным экраном / Тезисы докладов III Всесоюзной научно-технической конференции по прикладной аэrodинамике. Киев: 1973.
3. Суржик В.В. Экранопланы Сибири // Мир транспорта. М.: 2009. № 2. С. 34-39.
4. Суржик В.В. Моделирование динамики экранопланов // Вестник ИрГТУ, серия Кибернетика. Иркутск: 2006. № 2 С. 155-158.
5. Суржик В.В. А.С. 708639 (СССР). Самостабилизирующийся экраноплан / Сиб. Энергетический институт СО АН СССР; авт. изобретения В.В. Суржик, А.Н. Панченков, А.К. Харковенко. Приоритет от 7.04.1978. № 2601673/27-11.
6. Панченков А.Н. Основы квадрупольной теории крыла вблизи твердой границы // Асимптотические методы в теории систем. Иркутск: 1974. Вып. УП. С. 68-97.
7. Котик М.Г. и др. Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение. 1968. 423 с.
8. Патент на изобретение № 2224671 (РФ), Самостабилизирующийся экраноплан. / Закрытое акционерное общество “Технологии СДП”: авт. патента Суржик В.В. и др. Приоритет от 09.01.2003. № 2003100793.
9. Патент на изобретение № 2362693 (РФ). Самостабилизирующийся экраноплан / ООО Байкальский научно-инженерный центр: авт. патента Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Ремизов С.М. Приоритет от 27.03.2007. № 2007111299.
10. Патент на изобретение № 2368522 (РФ). Самостабилизирующийся экраноплан / ООО Байкальский научно-инженерный центр: авт. патента Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Величко И. И. Приоритет от 31.07.2007. № 2007129449.
11. Патент на изобретение № 2368521 (РФ). Экраноплан “Самолетной” схемы / ООО Байкальский научно-инженерный центр: авт. патента Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф. Приоритет от 31.07.2007. № 2007129448.

УДК 629.7.015.7

**ПРОБЛЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОХООБТЕКАЕМЫХ ОБЪЕКТОВ
С ПРОИЗВОЛЬНЫМИ КИНЕМАТИЧЕСКИМИ
ПАРАМЕТРАМИ ДВИЖЕНИЯ**

Кривель С.М.

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал Московского государственного технического

университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

krivel66@mail.ru

На основе разработанного метода дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками описывается общая постановка и алгоритм решения нестационарной задачи исследования аэродинамических характеристик вращающихся в набегающем потоке плохообтекаемых объектов, обозначены основные проблемы создания и практической реализации методики расчета.

Современный этап развития авиационной техники характеризуется широким использованием различных аэродинамических эффектов, приводящих к качественному изменению обтекания объектов. Среди них можно выделить отрывные течения, которые для многих тел, являются основными режимами обтекания [1]. Как правило, течения в окрестности таких объектов характеризуются наличием многочисленных отрывов потока, наличием развитых срывных зон, зон течений обратного направления и периодическим отходом вихревых образований от поверхности тела. С практической точки зрения представляют интерес задачи моделирования обтекания плохообтекаемых тел, под которыми понимаются тела с изломами образующей поверхности. В качестве примера подобных тел можно рассматривать различные наземные сооружения, элементы конструкции авианесущих кораблей, объемные авиационные контейнеры, автомобили. Благодаря развитию методов математического моделирования и росту производительности ЭВМ удалось исследовать различные типы вышеуказанных отрывных течений. Так, в работах [2, 3] приведены численные решения отрывных течений в окрестности различных плохообтекаемых тел и компоновок летательных аппаратов, полученные с помощью метода дискретных вихрей [1].

В настоящее время в основном исследуются аэродинамические характеристики плохообтекаемых объектов, вектор скорости движения в газовой среде которых постоянен, либо они совершают колебательное движение (в том числе и в сложной форме с вращательными движениями). Анализ доступных материалов показывает отсутствие данных по исследованию аэродинамических характеристик плохообтекаемых объектов, движущихся по

произвольным законам относительно вектора скорости набегающего потока (в том числе и с круговым вращением объектов относительно набегающего потока). Является исключением большое количество работ посвященных экспериментальному и расчетному исследованию обтекания врачающегося круглого цилиндра и возникающего при этом эффекта создания перпендикулярной потоку аэродинамической силы (эффекта Магнуса). Например, в работе [4] рассматривается численный метод решения таких задач и приводится большое количество результатов исследований.

Таким образом, особый интерес представляет создание универсальных методов исследования аэродинамических характеристик плохообтекаемых объектов при их достаточно произвольном движении относительно вектора набегающего потока. Частными случаями такого движения являются движения с постоянными углами атаки и скольжения (с постоянной скоростью или с ускорением), колебательные движения (произвольные или гармонические), вращение относительно вектора скорости набегающего потока с постоянной угловой скоростью и другие виды движения. Важнейшее прикладное значение имеет задача по изучению свободного движения таких объектов под действием собственных сил и моментов (в том числе и аэродинамических).

Одним из ярких примеров таких задач является проблема изучения движения плохообтекаемого тела (контейнера пространственной конструкции, тела произвольной формы) на гибкой внешней подвеске вертолета. Груз в этом случае совершает маятниковые, вращательные и продольные колебания. Его движение во многом определяется аэродинамическими силами и моментами. Другими практическими приложениями являются исследование совместной аэrodинамики парашюта и объемного груза, движение сложного объекта при выходе из грузовой кабины транспортного самолета при десантировании (броске). Отдельно следует выделить широчайший класс задач промышленной аэrodинамики: исследование обтекания пространственных конструкций и аэrodинамики архитектурных комплексов.

Задача по определению аэродинамических характеристик врачающихся в набегающем потоке плохообтекаемых тел решается методом дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками [5].

Пусть плохообтекаемое тело движется в невязкой несжимаемой среде с постоянной плотностью ρ , заполняющей все безграничное пространство (рисунок 1). Положение точек поверхности S тела в неподвижной относительно невозмущенной среды связанной системе координат $OXYZ$ определится уравнением

$$F_S(\tau, \bar{r}) = 0, \quad (1)$$

где τ -время, $\bar{r}_S = (x, y, z)$ – радиус-вектор точки в безразмерном виде.

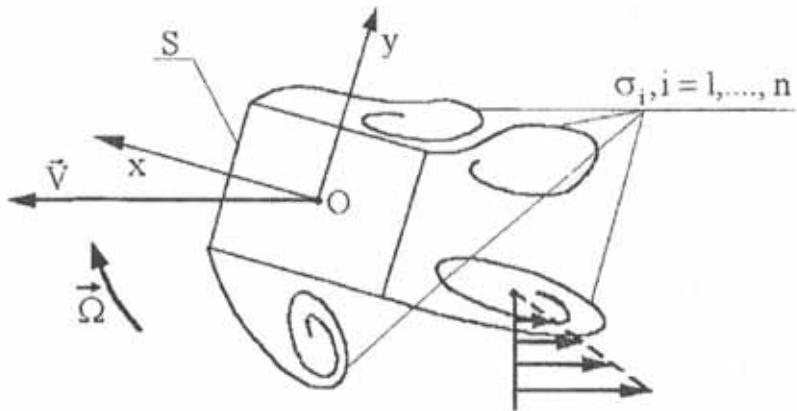


Рисунок 1.

В рамках настоящей работы линии схода L вихревых пелен и отрыва потока заданы и считаются фиксированными. Вихревые пелены и отрыв потока с задних и боковых кромок элементов тела и с заданных линий моделируются вихревыми поверхностями σ_j , $j=1,\dots,m$, представляющими собой поверхности скачкообразного изменения тангенциальной к σ_j , $j=1,\dots,m$ скорости потока. Форма этих поверхностей определяется в процессе решения задачи.

Поле скоростей $\bar{v}(\tau, \bar{r})$ вне S_i , $i=1,\dots,n$ и σ_j , $j=1,\dots,m$ считается потенциальным. Тогда, обозначив $\phi(\tau, \bar{r})$ как безразмерный потенциал скоростей, запишем

$$\bar{v}(\tau, \bar{r}) = \bar{\nabla} \phi(\tau, \bar{r}), \quad (2)$$

где $\phi(\tau, \bar{r}) = \frac{\Phi(\tau, \bar{r})}{V_0 t}$, $\Phi(\tau, \bar{r})$ – размерный потенциал скорости в точке. Из

уравнений неразрывности следует, что потенциал скоростей является гармонической функцией, т.е. удовлетворяет уравнению Лапласа

$$\Delta \phi(\tau, \bar{r}) = 0, \quad \bar{r} \notin S_i \cup \sigma_j, \quad i = 1, \dots, n, \quad j = 1, \dots, m. \quad (3)$$

Поле давлений в окрестности тел определяется интегралом Коши-Лагранжа для уравнений Эйлера.

Задаются следующие граничные условия:

1. На S_i , $i = 1, \dots, n$ - условие непротекания

$$\frac{\partial \phi(\tau, \bar{r})}{\partial \bar{n}(\bar{r}_M)} = \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}) \bar{n}(\bar{r}_M), \quad \bar{r}_M \in S_i, \quad i = 1, \dots, n. \quad (4)$$

где $\bar{n}(\bar{r}_M)$ – орт нормали к поверхностям $S_i, i = 1, \dots, n$ в точках $M \in S_i$; $\bar{\omega}^*(\tau, \bar{r})$ – скорость движения точки M относительно жидкости, определяемая кинематическими параметрами движения тел (переносная скорость точки в абсолютной системе координат, связанной с невозмущенным газом).

2. На бесконечном удалении от $S_i, i = 1, \dots, n$ и $\sigma_j, j = 1, \dots, m$ – условие убывания возмущений.

3. На заданных участках поверхностей (на кромках) $S_i, i = 1, \dots, n$ – условие Чаплыгина-Жуковского о конечности скоростей.,

4. На вихревых пеленах $\sigma_j, j = 1, \dots, m$ – условие отсутствия перепада давления и кинематическое условие совместности течений.

Решение задачи обтекания состоит в определении потенциала скоростей $\phi(\tau, \bar{r})$, удовлетворяющего уравнению Лапласа (3) и заданным граничным условиям, тем самым будут определены поля скоростей (2) и давлений в точках $M \in S_i$ с использованием интеграла Коши-Лагранжа. Интегрированием значений давлений потока по поверхностям $S_i, i = 1, \dots, n$ определяется искомая реакция на обтекаемое тело.

Задача обтекания сводится к задаче Неймана для уравнения Лапласа [6]. Решение уравнения Лапласа (3) относительно потенциала скорости с указанными выше граничными условиями ищется в виде плотности потенциала двойного слоя, распределенного по поверхностям $S_i, i = 1, \dots, n$ и $\sigma_j, j = 1, \dots, m$.

Потенциал течения в точке M_0 пространства выразится следующим выражением

$$\phi(\tau, \bar{r}_{M_0}) = \frac{1}{A_S} \int g(M) \frac{\partial U}{\partial \bar{n}_M} dS_M + \frac{1}{A_\sigma} \int g(N) \frac{\partial U}{\partial \bar{n}_N} d\sigma_N. \quad (5)$$

где $g(M), g(N)$ – плотность потенциала двойного слоя в окрестностях точек M и N .

Выражение (5) представляется в виде

$$\phi(\tau, \bar{r}_{M_0}) = \phi_S(\tau, \bar{r}_{M_0}) + \phi_\sigma(\tau, \bar{r}_{M_0}). \quad (6)$$

Функция $\phi(\tau, \bar{r}_{M_0})$ удовлетворяет уравнению Лапласа (3) во всем пространстве за исключением $S_i, i = 1, \dots, n$ и $\sigma_j, j = 1, \dots, m$, на которых $g(M), g(N)$ претерпевает разрыв.

Плотность потенциала двойного слоя на $S_i, i = 1, \dots, n$ определяется из граничного условия о непротекании, которое может быть представлено в виде

$$\frac{\partial \phi_S(\tau, \bar{r}_{M_0})}{\partial \bar{n}_{M_0}} = \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}_{M_0}) \bar{n}(\bar{r}_{M_0}) - \frac{\partial \phi_\sigma(\tau, \bar{r}_{M_0})}{\partial \bar{n}_{M_0}}. \quad (7)$$

Известно [7], что нормальная производная потенциала двойного слоя непрерывна на $S_i, i=1, \dots, n$, поэтому можно перейти к пределу при точке, стремящейся по нормали к поверхности $S_i, i=1, \dots, n$ [3]. С учетом аналогичных рассуждений для правой части в пределе уравнение (7) примет вид

$$\frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial \bar{n}_{M_0}} \int g(M) \frac{\partial U}{\partial \bar{n}_M} dS_M = \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}_{M_0}) \bar{n}(\bar{r}_M) - \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial \bar{n}_{M_0}} \int g(N) \frac{\partial U}{\partial \bar{n}_N} d\sigma_N. \quad (8)$$

Следовательно, нахождение потенциала для задачи Неймана эквивалентно решению сильно сингулярного интегрального уравнения первого рода [7]. Решение уравнения ищется численно методом дискретных вихрей с использованием замкнутых вихревых рамок.

Возмущенная составляющая потенциала $\phi_\sigma(\tau, \bar{r}_{M_0})$ определяется формой вихревых пелен $\sigma_j, j=1, \dots, m$ и плотностью потенциала $g(N), N \in \sigma_j$, распределенной по поверхности вихревых пелен. Форма же вихревых пелен определяется граничным условием об отсутствии перепада давления и совместности течения.

Граничное условие о совместности течений на пелене в задаче нестационарного отрывного обтекания выполняется тем, что $\sigma_j, j=1, \dots, m$ выстраиваются по местной скорости потока. В этом случае $\sigma_j, j=1, \dots, m$ рассматриваются как поверхности, разделяющие два слоя жидкости, обладающие различными тангенциальными к $\sigma_j, j=1, \dots, m$ скоростями. Поверхность перемещается в пространстве со средней от значений скорости с ее различных сторон скоростью, т.е. местной скоростью потока.

Плотность потенциала $g(N), N \in \sigma_j$ определяется с использованием гипотезы Чаплыгина-Жуковского.

Таким образом, задача определения потенциала скоростей, удовлетворяющего уравнению Лапласа, сводится к решению уравнения относительно распределенной по поверхностям $S_i, i=1, \dots, n$ плотности потенциала двойного слоя $g(M), M \in S_i$ с предварительным расчетом формы вихревых пелен в соответствии с граничным условием об отсутствии перепада давления и совместности течений на пелене и плотности потенциала двойного слоя $g(N), N \in \sigma_j$ в соответствии с гипотезой Чаплыгина-Жуковского.

Потенциал скоростей, индуцируемых замкнутой вихревой нитью постоянной интенсивности, есть потенциал двойного слоя с постоянной плотностью распределенной по поверхности, натянутой на эту нить. Поэтому допустимо от изложенного математического аппарата перейти к описанию поверхностей $S_i, i = 1, \dots, n$, $\sigma_j, j = 1, \dots, m$ системой замкнутых вихревых рамок. Внутри каждой вихревой рамки размещается контрольная точка M_0 , в которой назначается выполнение условия (4). Используются плоские замкнутые вихревые рамки четырехугольной и треугольной форм.

Границное условие непротекания (4) записывается для контрольных точек M_0 с радиусами-векторами $\bar{r}_i (i = 1, 2, \dots, p_s)$

$$\sum_{j=1}^{p_s} \omega_{n_{Sj}}(\tau, \bar{r}_i) \Gamma_{Sj} + \sum_{j=1}^{p_\sigma} \omega_{n_{\sigma j}}(\tau, \bar{r}_i) \Gamma_{\sigma j} = 4\pi \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}_i), \quad (9)$$

где $\omega_{n_{S(\sigma)j}}(\tau, \bar{r}_i)$ – нормальные безразмерные скорости в каждой контрольной точке.

Скорость, индуцируемая k -вихревой рамкой в точке M_0 , определяется как сумма скоростей от вихревых отрезков ее образующих. Так, для четырехугольной рамки

$$\bar{v}_k = \frac{\Gamma_k}{4\pi} \sum_{i=1}^4 \frac{(\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_i)(\bar{r}_i - \bar{r}_{M_0})}{(\bar{r}_i - \bar{r}_{M_0})^2 (\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_i)^2 - [(\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_i)(\bar{r}_i - \bar{r}_{M_0})]^2} \times \\ \times \left(\frac{(\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_i)(\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_{M_0})}{|\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_{M_0}|} + \frac{(\bar{r}_{i+1} - \bar{r}_i)(\bar{r}_i - \bar{r}_{M_0})}{|\bar{r}_i - \bar{r}_{M_0}|} \right), \quad (10)$$

где \bar{r}_i – радиус-вектор вершины i - вихревой рамки.

Введем матрицы скосов W_σ и W_S и векторы

$$B = \begin{bmatrix} 4\pi \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}_1) \bar{n}_1 \\ 4\pi \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}_2) \bar{n}_2 \\ \vdots \\ 4\pi \bar{\omega}^*(\tau, \bar{r}_p) \bar{n}_p \end{bmatrix}, \quad \Gamma_\sigma = \begin{bmatrix} \Gamma_{\sigma_1} \\ \Gamma_{\sigma_2} \\ \vdots \\ \Gamma_{\sigma_{p_\sigma}} \end{bmatrix}, \quad \Gamma_S = \begin{bmatrix} \Gamma_{S_1} \\ \Gamma_{S_2} \\ \vdots \\ \Gamma_{S_p} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

где p_σ - количество вихревых особенностей на σ_j , $j = 1, \dots, m$.

Под W_σ понимается матрица коэффициентов влияния дискретных особенностей σ_j , $j = 1, \dots, m$ в контрольных точках. Матрица W_S порядка p есть матрица коэффициентов влияния вихревых рамок тела в M_{0_t} , $t = 1, \dots, p$.

Тогда граничное условие непротекания в матричном виде запишется так

$$W_S \Gamma_S + W_\sigma \Gamma_\sigma = B, \quad (12)$$

Равенство (12) рассматривается как система линейных алгебраических уравнений и используется для определения циркуляций на теле и пелене.

На рисунке 2 представлена расчетная схема для куба со сходом вихревых пелен со всех ребер.

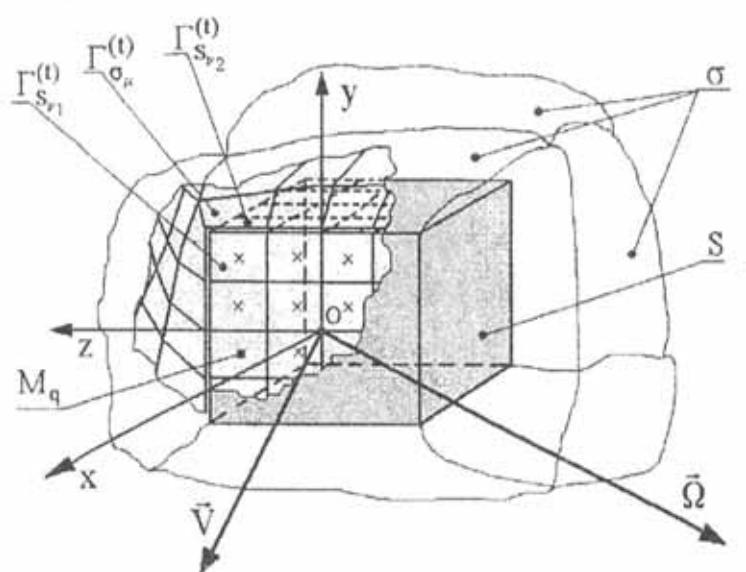


Рисунок 2.

Пелены моделируются свободными четырехугольными вихревыми рамками. В каждый расчетный момент времени τ с линии излома сходят новые вихревые рамки циркуляций

$$\Gamma_{\sigma_\mu}^{(\tau)} = \Gamma_{S_{v1}}^{(\tau-\Delta\tau)} - \Gamma_{S_{v2}}^{(\tau-\Delta\tau)}, \quad (13)$$

где $\Gamma_{S_{v1}}^{(\tau-\Delta\tau)}, \Gamma_{S_{v2}}^{(\tau-\Delta\tau)}$ - циркуляции соответствующих примыкающих к линии излома рамок, полученные на предыдущем шаге расчета; $\Delta\tau$ - расчетный шаг по времени.

Циркуляции сошедших вихревых рамок при их движении в среде не изменяются.

Система уравнений решается на каждом шаге по времени τ в виде

$$\Gamma_S^{(\tau)} = W_S^{-1} (B - W_\sigma^{(\tau)} \Gamma_\sigma^{(\tau)}). \quad (14)$$

Алгоритм решения:

1. За исходные принимаются значения циркуляций $\Gamma_S^{(0)}$, полученные при бесциркуляционном обтекании ($\Gamma_\sigma^{(0)} = 0$).
2. Определяется $\Gamma_\sigma^{(\tau)}$ с использованием $\Gamma_S^{(\tau-\Delta\tau)}$.
3. Определяется положение вихревой пелены на момент времени τ перемещением вершин вихревых рамок по местной скорости потока, затем выполняется расчет $W_\sigma^{(\tau)}$.
4. Решается (12) с уточненной правой частью, тем самым определяются $\Gamma_S^{(\tau)}$. Задача на момент времени τ решена.

Далее выполняется расчет последующего шага, начиная с пункта 2.

Таким образом, решение задачи нестационарного обтекания сводится к решению уравнения (12) с использованием выбранного алгоритма.

В основу методики расчета аэродинамических нагрузок положено уравнение Коши-Лагранжа, записанное относительно связанной с телом системы координат в безразмерном виде [1]

$$\bar{p} = 2\omega_a \omega^* - \omega_a^2 - 2 \frac{\partial \phi}{\partial \tau}. \quad (15)$$

Здесь \bar{p} - коэффициент давления, ω_a, ω^* - абсолютная и переносная скорости частиц жидкости; ϕ - потенциал течения в рассматриваемой точке.

При исследовании кинематических параметров движения плохообтекаемого объекта предлагается следующий подход. Задается масса тела и его геометрические параметры. Вводя неподвижную инерциальную и подвижную связанную систему координат, и записывая уравнение динамики движения, можно определить в различные величины поступательных и угловых скоростей, а также рассчитать траекторию движения тела. Следовательно, математическое моделирование полной картины пространственного движения плохообтекаемых тел выполняется путем совместного решения систем уравнения динамики движения и нелинейной нестационарной аэrodинамики (12). Это может быть осуществлено путем последовательного решения этих уравнений пошаговым путем в каждый расчетный шаг времени [4].

С целью получения полной картины обтекания подобных объектов необходимо учесть следующее. Расчетный метод должен точно учитывать особенности взаимодействия появляющихся вследствие отрыва потока с линий излома образующей поверхности вихревых образований с поверхностью тела и между собой. В том числе требуется разработка алгоритма, обеспечивающего

описание вихревых образований, рассекаемых (разрываемых) поверхностью плохообтекаемого тела при его вращении.

Создание методики и комплекса программ для ЭВМ в направлении исследования отрывных течений является неотъемлемой частью создания высокоеффективных транспортных систем не только в авиастроении, но и других отраслях науки и промышленности. Поэтому актуальность проведения численного эксперимента и применение для этого современного программного обеспечения в настоящее время неуклонно возрастает.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С.М., Ништ М.И.. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978.
2. Белоцерковский С.М., Котовский В.Н., Ништ М.И., Федоров Р.М.. Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел. - М.: Наука. Гл.ред.физ-мат. лит., 1988.
3. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И.. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997.
4. Апаринов В.А., Ништ М.И., Стрелков Г.Н. Математическое моделирование падения в жидкости пластины бесконечного размаха. Механика жидкости и газа, вып. 3, 1989.
5. Апаринов В.А., Дворак А.В.. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками. В кн.: Труды ВВИА, вып. 1313, 1986.
6. Тихонов А.Н., Самарский А.А.. Уравнения математической физики. М.: Наука, 1966.
7. Лифанов И.К.. Система интегро-дифференциальных уравнений отрывного обтекания тел. В кн.: Труды ВВИА, вып. 1313, 1986.

УДК 629.7.083

СТАТИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Кашковский В.В.

Кафедра информационных систем

Иркутский государственный университет путей сообщения (ИрГУПС)

Kw542339@km.ru

В статье приведены основные результаты исследования потока отказов технических объектов, полученные путем статистического моделирования процесса эксплуатации авиационной техники.

В технической эксплуатации по-прежнему остро стоит необходимость усовершенствования методов оптимизации ресурса авиационной техники. Актуальность решения данной проблемы обусловлена, прежде всего, тем, что в настоящее время межремонтный ресурс назначается преимущественно эмпирическими методами. Существующие научные методы оптимизации межремонтного ресурса либо приближенны, либо нереализуемы на практике.

Известные научные методы оптимизации ресурса, так или иначе, основаны на прогнозе параметра потока отказов $\omega(t_3)$ в функции от времени эксплуатации парка восстанавливаемых однотипных технических объектов t_3 при условии заданных T_p и T_{mp} - назначенного и межремонтного ресурса, соответственно. Например, [1, 2, 3, 4] и другие. Сложность научной проблемы назначения ресурса состоит в том, что для общего случая массовой технической эксплуатации однотипных объектов функциональная зависимость $\omega(t_3)$ от параметров их надежности так и не была выведена математически. Поэтому при решении научных задач в качестве отправной точки исходят из того, что при испытании на надежность можно найти интенсивность отказов невосстанавливаемых объектов $\lambda(t)$, где t наработка данного объекта в процессе испытаний. Полученная зависимость в общем случае имеет U -образный характер (например, [4] и др.). Зная функцию $\lambda(t)$, и исходя из предпосылки об аналогичности процессов испытания и эксплуатации, можно качественно найти математическую зависимость $\omega(t_3)$ от T_p и T_{mp} .

Практика массовой эксплуатации однотипных технических объектов самого различного функционального назначения показывает, что сбор статистических данных, позволяющих проследить изменение интенсивности отказов $\hat{\lambda}(t_3)$ или параметра потока отказов $\hat{\omega}(t_3)$ в процессе эксплуатации, по целому ряду причин является практически неразрешимой организационной задачей (например [5]). Поэтому статистические функции $\hat{\omega}(t_3)$ и $\hat{\lambda}(t_3)$ до настоящего времени не были подробно изучены. Также ни кем не был доказан аналогичный характер изменения функции $\lambda(t)$ и функций $\hat{\omega}(t_3)$ и $\hat{\lambda}(t_3)$. Достаточно привести такой пример. Аналогия изменения $\hat{\lambda}(t_3)$ в соответствии с U -образным характером функции $\lambda(t)$ предполагает, что в процессе эксплуатации рано или поздно наступит момент t_3 , когда интенсивность отказов невосстанавливаемых объектов начнет стремительно возрастать. Это противоречит многократно апробированной на практике теории структурной надежности, которая исходит из того, что в процессе эксплуатации все невосстанавливаемые технические объекты образуют простейший поток отказов $\hat{\lambda}(t_3)=\text{const}$, например [6].

Таким образом, в настоящее время отсутствует математический аппарат для прогноза функций $\lambda(t_3)$ и $\omega(t_3)$, и нет необходимых статистических материалов для изучения зависимостей $\hat{\lambda}(t_3)$ и $\hat{\omega}(t_3)$. Это обстоятельство является главной причиной актуальности научных исследований в этом направлении и поиска новых научных подходов к практическому решению проблемы назначения ресурса.

В качестве одного из таких подходов к практическому решению научной проблемы назначения ресурса предлагается применение метода статистического моделирования. Метод статистического моделирования широко применяется в самых различных областях науки и техники, например [6, 7, 8] и др. Используется он и в теории технической эксплуатации. Наиболее близким решением задачи построения статистической модели процесса эксплуатации, является [6] и другие аналогичные работы. В них используются статистические модели процесса эксплуатации с равномерной плотностью распределения вероятности отказа, постоянной для каждого дискретного шага моделирования. Данные модели позволяют эффективно решать задачи структурной надежности, но слишком упрощены для решения задач оптимизации ресурса.

Рассмотрим структурную схему статистической модели процесса эксплуатации (рисунок 1).

Ее главное отличие от работы [6] и ей подобных состоит в том, что модель отслеживает состояние каждого конкретного технического объекта, входящего в состав парка. Например, каждого авиадвигателя из состава авиационного парка однотипной авиационной техники. При этом свойства надежности каждого конкретного технического объекта задаются не на текущем шаге моделирования, а в процессе «производства» модели на авиационном заводе или после «ремонта». При моделировании показателем надежности технического объекта, находящегося в процессе эксплуатации, является остаточная наработка до отказа. Для конкретного технического объекта это детерминированная величина, монотонно убывающая в процессе эксплуатации. Фиксация отказа осуществляется в тот момент времени эксплуатации парка однотипных объектов t_3 , когда остаточная наработка до отказа данного объекта становится равной нулю. Остаточная наработка до отказа задается генератором случайных чисел на авиационном заводе при изготовлении нового объекта или после ремонта. Плотность распределения остаточной наработки до отказа имеет смесевое распределение [9] вида

$$f(t) = P_A f_A(t) + P_B f_B(t) + P_B f_B(t) \quad (1)$$

где P_A , P_B и P_B – вероятности отказа технического объекта по причине производственного брака, случайным причинам и старению, соответственно;

$f_A(t)$, $f_B(t)$ и $f_B(t)$ – условные плотности распределения по соответствующим причинам отказов.



Рисунок 1. Структурная схема модели процесса эксплуатации авиационной техники.

Предполагается, что вероятности P_A , P_B , P_B и параметры плотностей распределения $f_A(t)$, $f_B(t)$ и $f_B(t)$ можно найти по статистическим данным, полученными при испытании.

Применительно к авиационной технике объект может находиться в следующих состояниях:

- применение по назначению, т.е. участие авиационной техники в процессе летной эксплуатации;
- простой авиационной техники в ожидании применения по назначению;
- ожидание в очереди на внеплановый ремонт;
- ожидание в очереди на плановый ремонт;
- внеплановый ремонт (ремонт отказов);
- плановый ремонт.

Внеплановый ремонт отказов происходит, если заданная техническому объекту на авиационном заводе или после ремонта наработка до отказа заканчивается до того как технический объект поступит на плановый ремонт. После ремонта техническому объекту задается новая остаточная наработка до отказа. Если технический объект вновь выработает ее до поступления на плановый ремонт, то он снова поступит на ремонт отказа. Таким образом, число отказов конкретного технического объекта за межремонтный ресурс теоретически не ограничено и определяется только показателями надежности технического объекта, величиной межремонтного ресурса T_{Mp} , производительностью авиаремонтного завода и групп ремонта.

Плановый ремонт осуществляется по ресурсу T_{Mp} . После ремонта техническому объекту также задается новая наработка до отказа. При

выработке ресурса T_p модель технического объекта « списывается » и на ее место в эксплуатацию поступает новый технический объект с авиационного завода. Ограничением моделирования является то, что общее число технических объектов в авиационном парке остается неизменным в процессе эксплуатации.

Для уменьшения статистических погрешностей моделирования число однотипных объектов, задействованных в процессе технической эксплуатации, должно быть как можно больше и ограничивается только ресурсами ЭВМ.

В настоящее время с помощью данной модели выполнены исследования, предполагающие разработку требуемого программного обеспечения, его тестирование и исследование гипотетических объектов с различными параметрами и законами распределения (1).

На данном этапе исследований были выявлены основные закономерности функции $\hat{\lambda}(t_y)$ и $\hat{\omega}(t_y)$ в зависимости от параметров распределения (1), при заданных значениях T_p и T_{Mp} . В теории и практике технической эксплуатации подобные исследования выполнены впервые. Исследования выявили неизвестную ранее в теории технической эксплуатации закономерность. Независимо от параметров и законов распределения, из которых состоит смесевое распределение (1), при любых значениях T_p и T_{Mp} , функции $\hat{\lambda}(t_3)$ и $\hat{\omega}(t_3)$ после нескольких колебаний переходят к простейшему потоку отказов, например, рисунок 2.

Основным фактором, обеспечивающим переход к простейшему потоку отказов, является неравномерная выработка ресурса технических объектов, составляющих парк. Чем быстрее растет разброс наработки объектов, тем скорее устанавливается простейший поток отказов.

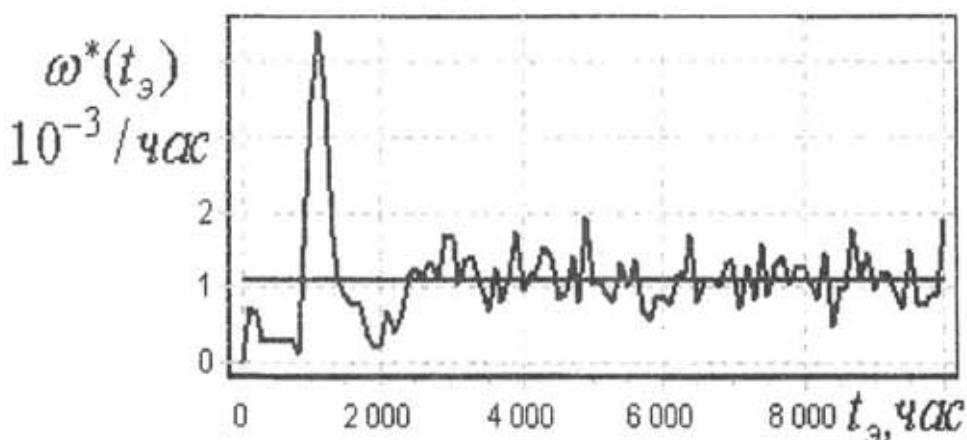


Рисунок 2. Переход параметра потока отказов к установившемуся значению.

Данная закономерность характерна и для невосстанавливаемых объектов, эксплуатируемых до отказа или по ресурсу. В результате выполненных исследований было установлено, что теоретические положения и практические методы теории структурной надежности полностью подтверждаются статистическими результатами, полученными на модели процесса эксплуатации. Совпадение теоретических положений и результатов моделирования является доказательством адекватности разработанной модели процесса эксплуатации реальным процессам эксплуатации.

По результатам выполненных исследований и выявленным закономерностям была построена программа для ЭВМ, поисковый алгоритм которой позволяет при заданных параметрах распределения (1) найти такие значения T_p и T_{mp} , при которых установившееся значение $\hat{\lambda}(t_3)$ или $\hat{\omega}(t_3)$ будет минимальным. Такое значение параметров T_p и T_{mp} будет оптимальным с точки зрения обеспечения безопасности полетов. Возможен и другой критерий оптимизации T_p и T_{mp} , при котором будут обеспечены минимальные экономические затраты на плановый и внеплановый ремонт авиационной техники.

Разработанное программное обеспечение внедрено в учебном процессе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Барзилович Е. Ю. Модели технического обслуживания сложных систем. – М.: Высш. школа, 1982. – 231 с.
2. Барзилович Е. Ю., Беляев Ю. К., Каштанов В. А. и др. Вопросы математической теории надежности/Под ред. Б. В. Гнеденко. – М.: Радио и связь, 1983. – 376 с.
3. Надежность технических систем. Справочник / Ю. К. Беляев, В. А. Богатырев, В. В. Болотин и др. / Под ред. И. А. Ушакова. – М.: Радио и связь, 1985. – 608 с.
4. Половко А. М., Гуров С. В. Основы теории надежности. 2-е изд. перераб. и доп. – СПб: БХВ-Петербург, 2006. – 704 с.: ил.
5. Шаманов В.И., Ведерников Б.М. Достоверность оперативных данных в автоматизированных системах управления перевозочным процессом / Автоматизированные информационные системы на сортировочных станциях железнодорожного транспорта: Межвуз. сб. научн. тр. – Днепропетровск: ДИИТ, 1988. 71-74 с.
6. Екимов А. В., Ревяков М. И. Надежность средств электроизмерительной техники. – Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1986. – 208 с: ил.
7. Соболь И. М. Численные методы Монте-Карло. – М.: Наука, 1973. – 311 с.: ил.

8. Хамитов Г. П. Имитация случайных процессов. – Иркутск: Изд-во Иркут. ун-та, 1983. – 184 с.
9. К. Райншке. Модели надежности и чувствительности систем. Перевод с немецкого под редакцией д-ра техн. наук, проф. Б. А. Козлова. – М.: МИР, 1979. – 452 с.

УДК 629.7.017.1

К ВОПРОСУ О ЗАЩИТЕ КОМПРЕССОРА ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПОПАДАНИЯ ПТИЦ

Ходацкий С.А.

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

В статье проводится анализ повреждаемости элементов двухконтурного двигателя птицами. Предложена методика расчета параметров соударения. Проведенные расчеты показали приемлемое совпадение с экспериментальными данными.

В настоящее время перед реактивной авиацией стоит острая проблема досрочного съема двигателей с эксплуатации по причине попадания посторонних предметов (птиц) (ПП) в проточную часть двигателя и нанесения ими недопустимых повреждений рабочей лопатке компрессора ГТД в виде забоин РЛ, трещин, сколов, погнутостей и т.д.

Проблема снижения преждевременного съема с эксплуатации двигателей, поврежденных посторонними предметами, относится к числу актуальных проблем гражданской авиации. Преждевременный съем двигателей из-за повреждений лопаток компрессора ГТД приводит к простою самолетов и нарушению планов перевозок пассажиров и грузов, сопровождается значительными материальными затратами на ремонт и восстановление двигателей.

Можно отметить, что наибольшее количество ПП (до 61%) дает взлетно-посадочная полоса (ВЛПП) и рулевые дорожки. Все остальное приходится на конструктивно-производственные недостатки воздухозаборного канала (КПН ВЗ); птиц, которые попадают в тракт ГТД в процессе взлета и посадки ЛА; кусочков льда, который возникает на элементах конструкции ВУ.

В среднем за период 1995...2000гг. уровень ДСД из-за попадания ПП и птиц составил 44,5% от общего количества ДСД.

Наиболее высокий уровень ДСД по указанной причине наблюдается у самолетов с низким расположением двигателей (в среднем 70,5 % за данный

период), что объясняется низкой интенсивностью ДСД из-за конструктивно-производственных недостатков (КПН) и ошибок личного состава.

Второй по значению причиной является повреждение авиадвигателей элементами конструкции самолета, что составляет 3,8% ДСД (соответственно 8,6 % ДСД по причине попадания ПП). При этом в двигатель попадают такие элементы конструкции, как кронштейны крепления и болты навески створок подпитки, элементы разрушенных замков люков и другие элементы.

Кроме ПП с поверхности аэродрома и элементов конструкции самолета, имеет место повреждения авиадвигателей птицами, элементами конструкции двигателей, предметами формы одежды, льдом.

Анализ сведений по двигателям, досрочно снятым с эксплуатации по причине повреждения газовоздушного тракта ПП и птицами, показывает, что в годы интенсивного налета по всей авиации снималось по данной причине до 600 двигателей в год. Налет самолетов транспортной авиации на один ДСД по причине повреждения ПП ($T_{ДСД\ ПП}$) с 1981 по 1987 гг. составлял менее 2 000 часов, а отношение количества ДСД по данной причине к общему числу ДСД в среднем находился в пределах 30...40 % [2].

Из таблиц видно, что наиболее высокий уровень ДСД по указанной причине наблюдается у самолетов Ил-76 и Ту-154М (в среднем 70,5 % за данный период), что объясняется низкой интенсивностью ДСД из-за конструктивно-производственных недостатков (КПН) и ошибок личного состава. При этом наработка на ДСД по причине повреждения ПП и птицами достаточно высока.

В среднем за период 1995...2000 гг. уровень ДСД по причине попадания ПП и птиц составил 44,5 % от общего количества ДСД.

Досрочное снятие авиадвигателей с эксплуатации по причине их повреждения ПП ведет к значительным экономическим потерям.

Как правило, после таких повреждений требуется достаточно трудоемкий дорогостоящий ремонт (замена лопаток, узлов компрессора, чистка камеры сгорания).

В полете попадание птицы в двигатель может вызвать, помимо опасных повреждений, нарушение газодинамической устойчивости двигателя, а все это в совокупности зачастую приводит к остановке двигателя и, следовательно, к аварийной ситуации, что особенно опасно при взлете и посадке.

Для двигателей, использующихся в гражданской авиации в настоящее время, имеются следующие осредненные данные:

- при расходе воздуха за 100 кг/с, мелкие птицы до 30 г весом не наносят никаких повреждений;
- птицы весом до 300 г (средний голубь) наносят повреждения только рабочих лопаток первой ступени КНД (если двигатель двухконтурный) в виде забоин на кромке лопатки и изгибы кромки лопатки на концевых сечениях пера;

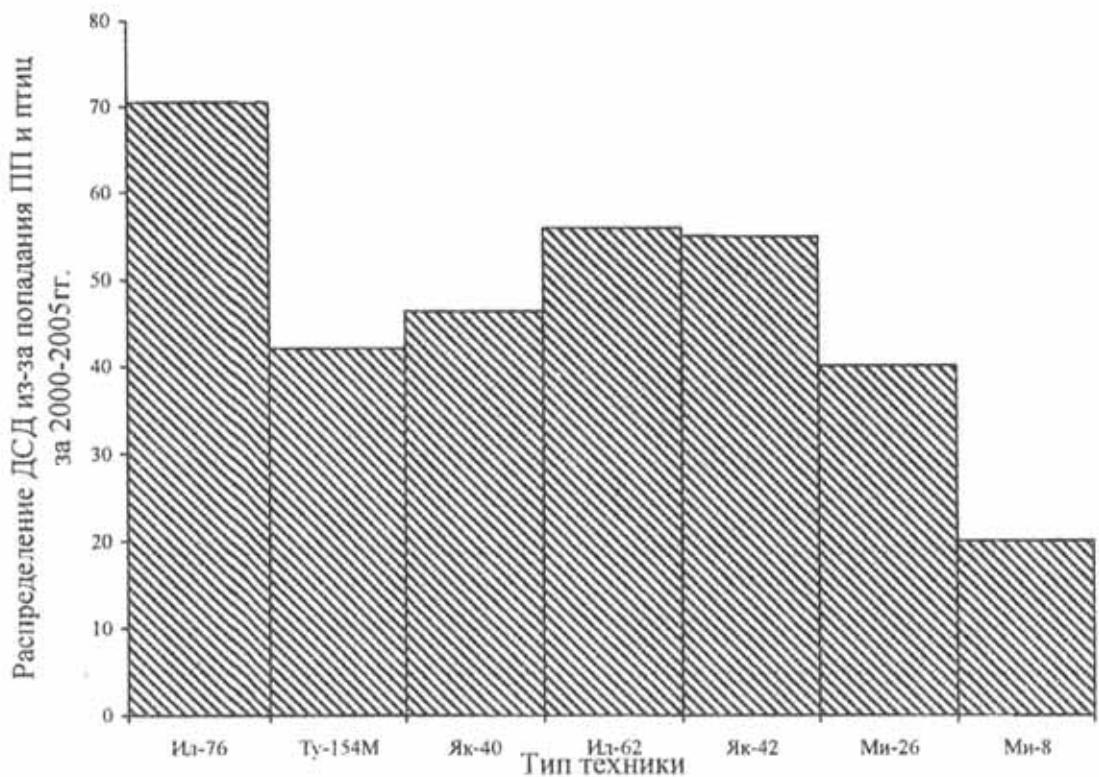


Рисунок 1. Распределение ДСД из-за попадания ПП и птиц за 2000-2005 гг.

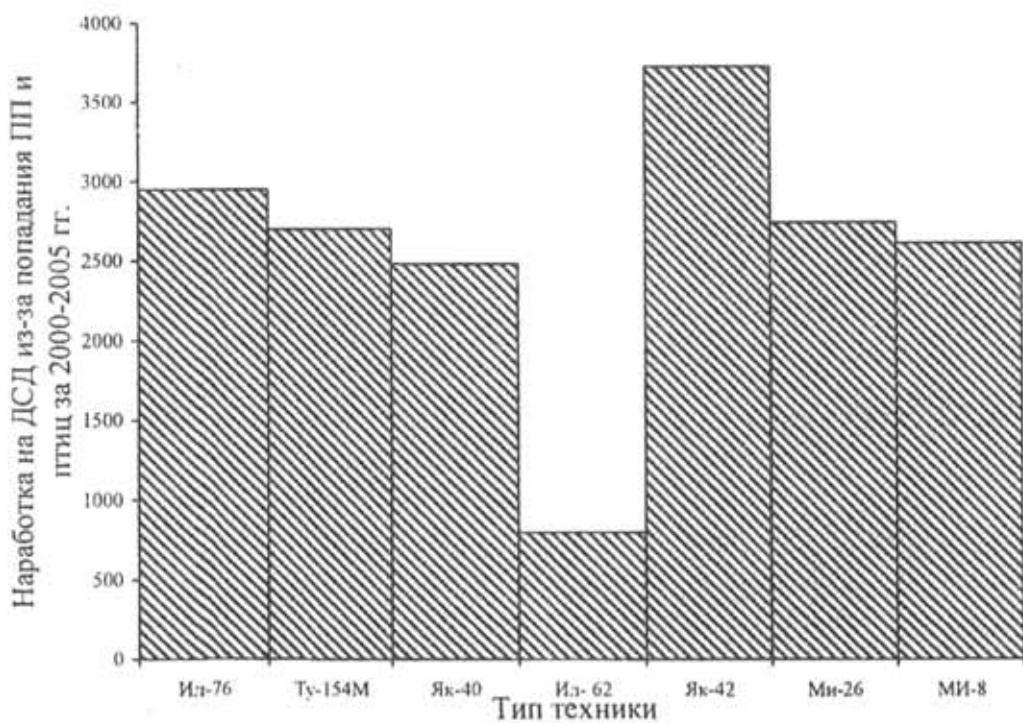


Рисунок 2. Наработка на ДСД из-за попадания ПП и птиц за 2000-2005 гг.

- птицы весом до 1,8 кг и более наносят очень сильные разрушения, приводящие к немедленной остановке двигателя.

При этом на птиц массой до 300 г приходится примерно 80-85% всех попаданий (воробы, голуби, дрозды, мелкие чайки и т.д.), что объясняется характерным для них диапазоном высот полета (в пределах 200 м).

Наблюдающиеся повреждения приводятся в таблице 1.

Для исследования процесса взаимодействия попавшей птицы с элементами компрессора ГТД и для оценки получаемых при этом повреждений существует довольно большое количество экспериментальных и теоретических расчетных методик.

Таблица 1. Повреждаемость лопаток.

Вид повреждения	%
Деформации и повреждения лопаток	85,6
Забоины и дыры в материале на входных кромках	5,6
Вмятины на стойках ВНА	3,2
Обрыв лопаток	1,6
Помпаж	0,8
Посторонний шум	0,8
Оплавление лопаток турбины	0,8
Заклинивание ротора двигателя	0,8

К экспериментальным методикам относятся такие, как забрасывание или отстрел со скоростями, соответствующими взлетным и посадочным, птиц или их имитаторов в работающий двигатель, который при этом выходит из строя, или более дешевая методика – отстрел птиц со скоростями, близкими к реальным скоростям столкновения птицы с лопatkой, по неподвижным лопаткам, установленным под определенными углами, центробежная сила на которых имитируется растяжением через гибкий захват. Кроме того, отстрел могут проводить по рабочим колесам, установленным отдельно и приводимым во вращение электромоторами.

Наиболее приемлемые результаты дает первый метод, т.к. он наиболее приближен к реальным условиям, но он является слишком дорогостоящим.

Во втором методе для стрельбы используются, как правило, пневматические пушки, а снарядами служат настоящие, не подвергающиеся заморозке и хранению птицы (цыплята, голуби и т.д.) или синтетические аналоги.

Наиболее широко используемой методикой является расчет по методу конечных элементов. Такая методика позволяет получить достоверные результаты по энергетике взаимодействия и по характеру повреждений лопатки, но является довольно сложной и трудоемкой.

Наиболее просто оценить кинетическую энергию птицы и силу удара по следующей методике - кинетическая энергия будет равна

$$W_K = \frac{m \cdot V^2}{2},$$

где $V = V_{п.п. соуд.} = (V_c + V_{п.п.} \cdot \cos\alpha) \cdot K$ - скорость соударения, причем α - угол между вектором скорости самолета и посторонним предметом; $K=1$ при $V_{п.п.} = V_{пог}$ в канале; $K \leq 1$ при $V_{п.п.} \leq V_{пог}$ в канале; $K \geq 1$ при $V_{п.п.} \geq V_{пог}$ в канале.

В повреждаемом сечении с увеличением хорды будет увеличиваться эффективная площадь контакта, а напряжения при постоянной силе удара будут уменьшаться.

Для упрощения нахождения эффективной площади контакта в первоначальный момент удара, птица принимается в виде сфероида, и для расчетной массы 0,2 кг его радиус будет составлять приблизительно 0,04 м.

После столкновения с первой лопatkой птица распределяется ещё на 4-5 лопатках, но никаких повреждений им уже не наносит; корпус при попадании птицы массой примерно 200 г также не повреждается.

Наиболее сильный удар будет наноситься по лопатке при попадании птицы в концевую её часть, при этом по статистическим данным при попадании в корневую часть лопатки в двигателях птицы массой до 0,7 кг никаких повреждений не приносят, что объясняется меньшими окружными скоростями и большей прочностью лопатки в этом сечении.

Зная силу, с которой будет производиться удар, можно вычислить напряжения, возникающие в месте первоначального контакта птицы с лопаткой.

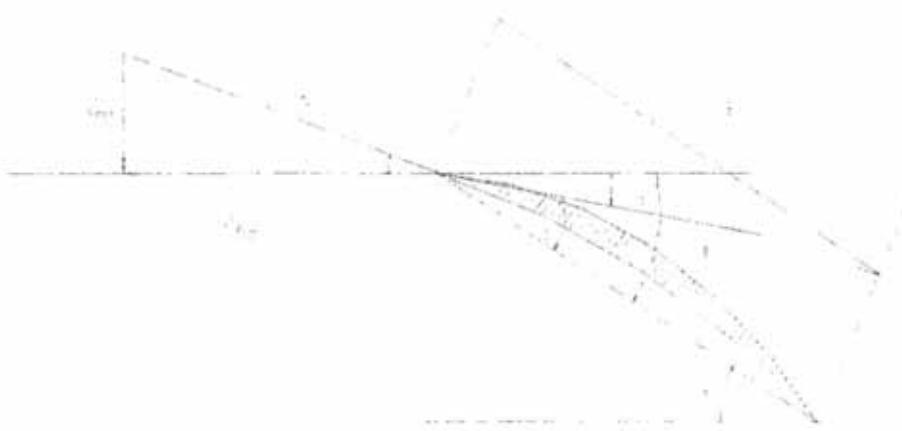


Рисунок 3. План скоростей при движении птицы.

Для снижения этих напряжений до уровня допустимого по запасам прочности для компрессора ($K=1,5-2,5$) можно применить широкохордные лопатки с таким же профилем как исходные. Такое решение можно объяснить тем, что при попадании птицы массой до 300 г в компрессор двигателя, аналогичного Д-30КУ, повреждаются концевые участки лопаток первой ступени, при этом происходит отгиб или вмятина передней кромки лопатки исключительно со стороны корытца (спинка никогда не повреждается) примерно на 0,25 длины хорды профиля лопатки.

Силу удара птицы о лопатку можно найти

$$F_H = m \cdot a_N = m \cdot \frac{V_N}{\Delta t},$$

где m – активная масса птицы или куска птицы; a_N – отрицательное ускорение, возникающее в процессе торможения активной массы по вектору скорости соударения; Δt – время гашения скорости соударения.

В первом приближении можно допустить, что скорость торможения птицы в процессе удара постоянна, тогда

$$F_H = m \cdot \frac{V^2 N}{2S},$$

где S – дистанция торможения птицы или куска птицы; $S = \beta \cdot d_N$; d_N – размер птицы или её куска; $\beta = 0,25$ при $V_N \leq 80 \text{ м/с}$ – полужесткий; $\beta = 1,0$ при $V_N \geq 120 \text{ м/с}$ – удар с нулевой жесткостью – это объясняется тем, что на больших скоростях птица моментально разрушается и взаимодействует с лопаткой как жидкое тело, а сила удара при этом определяется не первоначальной жесткостью птицы, а плотностью этой жидкости, которая примерно соответствует плотности воды. $V_N = 80 \text{ м/с}$ – скорость движения птицы в канале при скорости самолета порядка 250-300 км/ч (взлет или посадка);

Применение широкохордных лопаток позволяет им, не повреждаясь, выдерживать любые попадания птиц со средней массой около 200 г на режимах взлета и посадки, и при этом отрицательного воздействия на рабочие характеристики двигателя оказываться не будет. Применение широкохордных лопаток вполне оправдано и целесообразно, т.к. позволяет реально снизить вероятность досрочного съема двигателей в результате попадания птиц наиболее часто встречающейся весовой категории.

ЛИТЕРАТУРА

1. Эзрохи Ю.А. Математическое моделирование авиационных ГТД с повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя / Ю.А. Эзрохи // Авиационное двигателестроение. Научно-технич. сб. / ЦИАМ. - 1995. Вып. 1. 28-51 с.

2. Дружинин Л.Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей / Л.Н. Дружинин, Л.И. Швец, А.И. Лапшин // Труды ЦИАМ. - 1979. - № 832. 67-78 с.
3. Шляхтенко С.М. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. - 456 с.
4. Fishbach L.H. Computer Simulation of Engine Systems / L.H. Fishbach // AIAA Paper. 80-0051.
5. Wrong C. Turbine Engine Design / C. Wrong // AIAA Paper. 81-0915.
6. Бакулов В.И. Представление характеристик компрессора в координатах, удобных для расчета на ЭВМ параметров ГТД / В.И. Бакулов, К.А. Малиновский, В.С. Якушев // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. - 1977. - № 3. 44-56 с.
7. Бурмистров А.И. Сравнительный анализ методов обобщения данных продувок плоских компрессорных решеток при докритических скоростях потока / А.И. Бурмистров, В.С. Талызина // Газотурбинные и комбинированные установки. - 1972. - №6. 17-24 с.
8. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин / К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин. - М.: Машиностроение, 1986. - 384 с.
9. Коваленко А.С. Основные параметры и эксплуатационные характеристики двигателя Д-30КП и его элементов / А.С. Коваленко, В.А. Макорта. - Киев: КВВАИУ, 1980. - 70 с.

УДК 629.7.036.2

ВИХРЕВОЙ ПРИНЦИП ОРГАНИЗАЦИИ ОБРАТНЫХ ТОКОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД

Исаев А.И., Щеглова Н.С.

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

Дроздов А.В.

Кафедра теплоэнергетики

Иркутский государственный технический университет (ИрГТУ)

Эффективность двигателя определяется видом кругового процесса. Применительно к АД в наличии имеются два процесса – циклы Брайтона и Гемфри. Для повышения эффективности необходимо перейти от цикла Брайтона к циклу Гемфри. Учитывая периодический характер изохорного горения, внимание уделяют резонансному

высокочастотному горению на режиме автоколебаний. Подход был реализован в пульсирующих прямоточных ВРД. Поток за клапаном камеры сгорания вовлекается в циркуляционное течение, образуя зону возвратного течения, за ее пределами поток движется вдоль канала. Наличие зоны возвратного течения – необходимое условие для образования топливо-воздушной смеси и ее горения. Увеличить протяженность зоны обратных токов возможно при переходе к вихревой системе течения. В периферийной части канала наблюдается тангенциальная закрутка потока, а в центральной четко выражено возвратное течение на входе формирующее зону обратных токов. Соответствующая протяженность зоны обратных токов позволяет перейти к объемному принципу горения, что способствует повышению интенсивности процесса горения.

Эффективность теплового двигателя определяется видом кругового процесса и его параметрами. Применительно к авиационному двигателю в наличии имеется два круговых процесса – циклы Брайтона и Гемфри.

Цикл Брайтона лежит в основе работы современных ВРД. Параметрами, определяющими их эффективность, являются степень повышения давления (π) и степень подогрева рабочего тела (Δ). Причем с ростом степени подогрева увеличивается и оптимальное значение степени повышения давления.

В настоящий момент степень подогрева рабочего тела в двигателе такова, что обеспечивает достижение температуры на выходе из камеры сгорания $T_r^* = 1700K$. Имеется опыт создания камеры сгорания с температурой на выходе $T_r^* = 2000K$.

При этом следует отметить, что при использовании углеводородных топлив максимально повысить температуру в камере сгорания в зависимости от температуры за компрессором можно в пределах 2200...2800К.

Для повышения эффективности авиационных двигателей в дальнейшем необходимо перейти или на другой вид топлива, или на другой вид кругового процесса – цикл Гемфри.

Отличие цикла Гемфри от цикла Брайтона заключается в процесс подвода теплоты. Вместо изобарного процесса подвода теплоты цикла Брайтона, в цикле Гемфри подвод изохорный (рисунок1).

Наличие изохорного процесса подвода теплоты оказывается на особенности организации кругового процесса. В любой технической системе невозможно осуществить непрерывное изохорное горение подводимого топлива, т.к. данный процесс сопровождается повышением давления.

Исходя из этого, подвод теплоты при постоянном объеме проводится периодически в пульсирующем режиме.

Идея использования цикла Гемфри в пульсирующих воздушно-реактивных двигателях (ПуВРД) была запатентована в 1906г. русским инженером В.В. Караводиным. В последующем из наиболее значимых работ следует отметить создание ряда опытных газотурбинных установок Г. Хольцвартом и ПуВРД с одноклапанной камерой сгорания резонансного типа П. Шмидта. Немалый

интерес в последнее время вызывает детонационное горение, которое представляется в качестве самостоятельного направления реализации цикла.

В цикле Гемфри заложена возможность повышения давления в процессе подвода теплоты, что позволяет обеспечить увеличение эффективности преобразования теплоты в работу. Параметрами цикла являются степень повышения давления при адиабатном сжатии (π) и степень повышения давления при изохорном подводе теплоты (λ).

Эффективность цикла Гемфри можно оценить при сопоставлении его с циклом Брайтона. Опыт сравнения циклов показывает, что результаты сравнения зависят от условий сравнения, которые, в свою очередь, определяют степень реализации возможностей того или иного цикла.

Наибольший интерес могут представлять результаты сравнения циклов при одинаковых начальных параметрах рабочего тела (точки 1) и одинаковых значениях:

- степени повышения давления в адиабатном сжатии (точки 2) и максимальной температуре (для точек 3);

- подведенной теплоты и степени повышения давления в адиабатном процессе (точки 2).

Первый случай соответствует условию реализации цикла Гемфри с параметрами рабочего процесса близкому к уровню параметров реализации цикла Брайтона на современном этапе развития авиационного двигателестроения.

Второй случай соответствует условию максимального использования возможности изохорного подвода теплоты.

Используя стандартные начальные условия и уравнения процессов [1], были рассчитаны термические КПД и работы циклов для двух выше описанных условий и получены соответствующие зависимости от степени повышения давления в адиабатном процессе сжатия (рисунки 2 и 3).

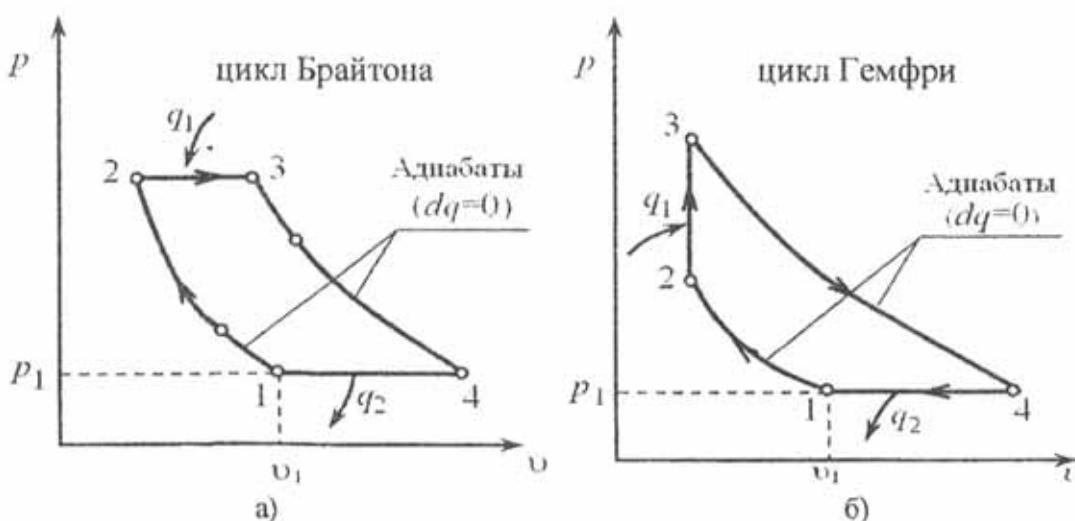


Рисунок 1. Циклы Брайтона и Гемфри.

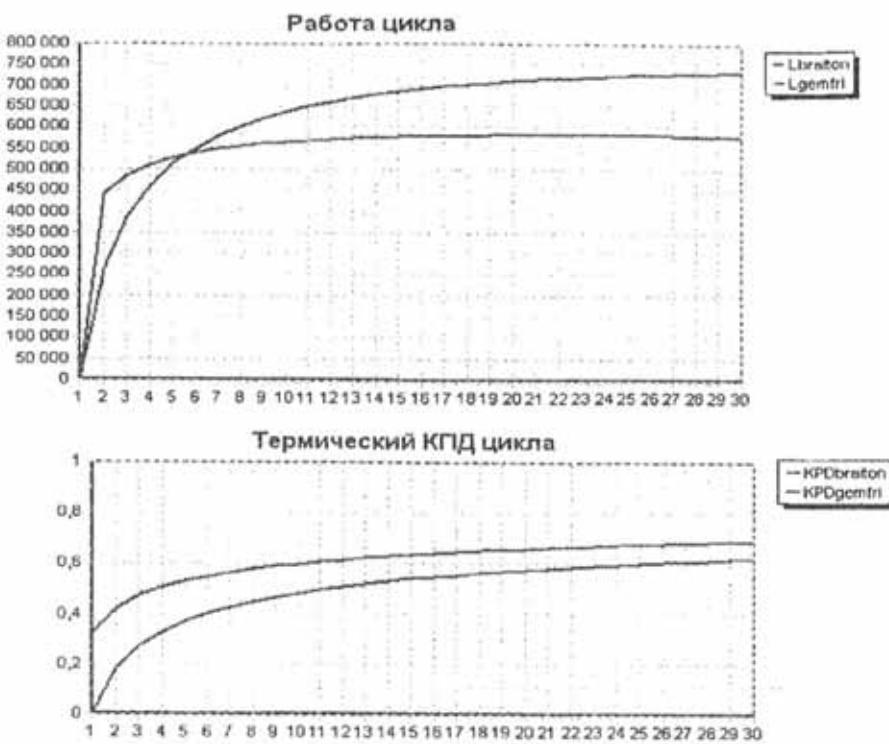


Рисунок 2. Работа и термический КПД циклов при одинаковых начальных параметрах, степени повышения давления и максимальных температурах.

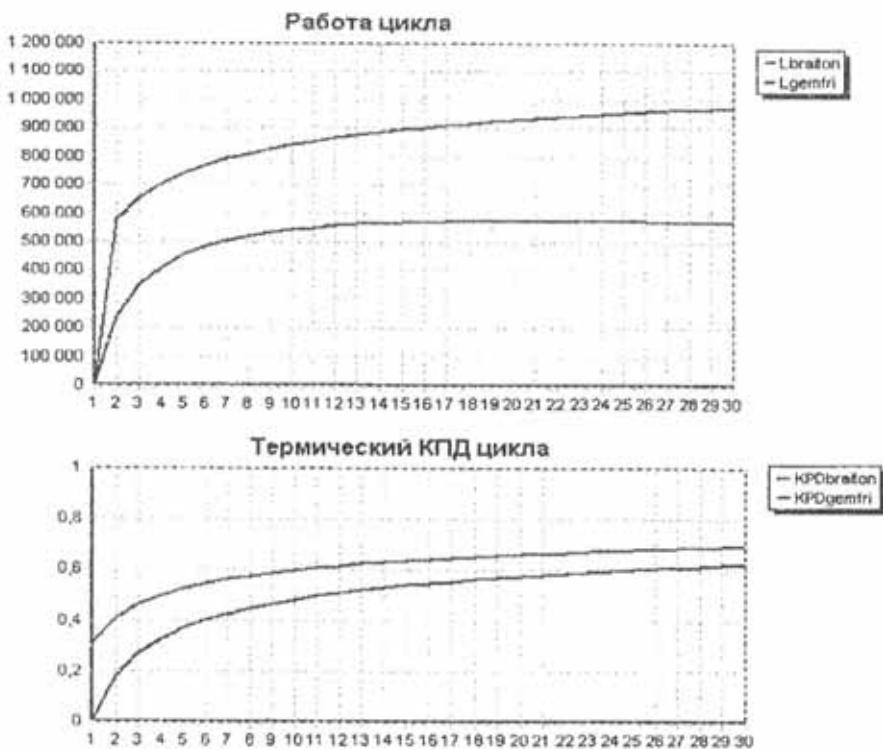


Рисунок 3. Работа и термический КПД циклов при одинаковых начальных параметрах, степени повышения давления и количестве теплоты.

Из представленных зависимостей следует, что термический КПД цикла Гемфри всегда имеет более высокие значения. При чем больший прирост КПД наблюдается при меньших значениях степени повышения давления. Работа цикла Гемфри для первого случая больше при малых значениях степени повышения давления ($\pi < 5$). При $\pi > 5$ работа цикла Гемфри будет меньше соответствующей работы цикла Брайтона.

Для второго случая и термический КПД, и работа цикла Гемфри имеют более высокие значения.

Проблема использования цикла Гемфри заключается в сложности практической реализации. До настоящего времени не найдено такое техническое решение, которое позволяло бы его реализовать.

Учитывая периодический характер изохорного горения, большое внимание уделяют резонансному высокочастотному горению на режиме автоколебаний. Такой подход нашел реализацию в пульсирующих прямоточных ВРД. Но при этом опыт современного двигателестроения мало востребован, т.к. такой подход не применим для газотурбинных двигателей.

Таким образом, при поиске конструктивного решения по реализации пульсирующей системы необходимо исходить из следующих принципов.

Для использования опыта современного двигателестроения, кроме схемы прямоточного двигателя, отрабатывать и газотурбинного, у которого процесс адиабатного сжатия 1-2 (см. рисунок 1) происходит за счет кинетической энергии набегающего потока и (или) компрессора, а процесс адиабатного расширения 3-4 в турбине и выходном устройстве. В этом случае необходимо вписать пульсирующую камеру сгорания в схему газотурбинного двигателя.

При отработке технического решения необходимо исходить из энергетических возможностей процесса горения. При этом, не отрицая резонансного горения на режиме автоколебания, как и детонационного, упор сделать на единичное низкочастотное горение.

В соответствие с выше изложенными принципами, были проведены экспериментальные исследования процесса горения.

Схема рабочей части экспериментальной установки приведена на рисунке 4. Основными элементами установки являются: пульсирующая камера сгорания 1, тарельчатый отсечной клапан 2, свеча 3, топливная форсунка 4, шестеренный топливный насос 5 и топливный бак.

Работа представленной камеры сгорания заключается в следующем. Под действием воздуха от компрессора тарельчатый клапан перемещается, сжимая пружину. Воздух поступает в камеру сгорания. При подаче через форсунку топлива происходит смешивание его с воздухом и образование топливно-воздушной смеси, которая от искры на свече воспламеняется. Свеча работает постоянно в дежурном режиме.

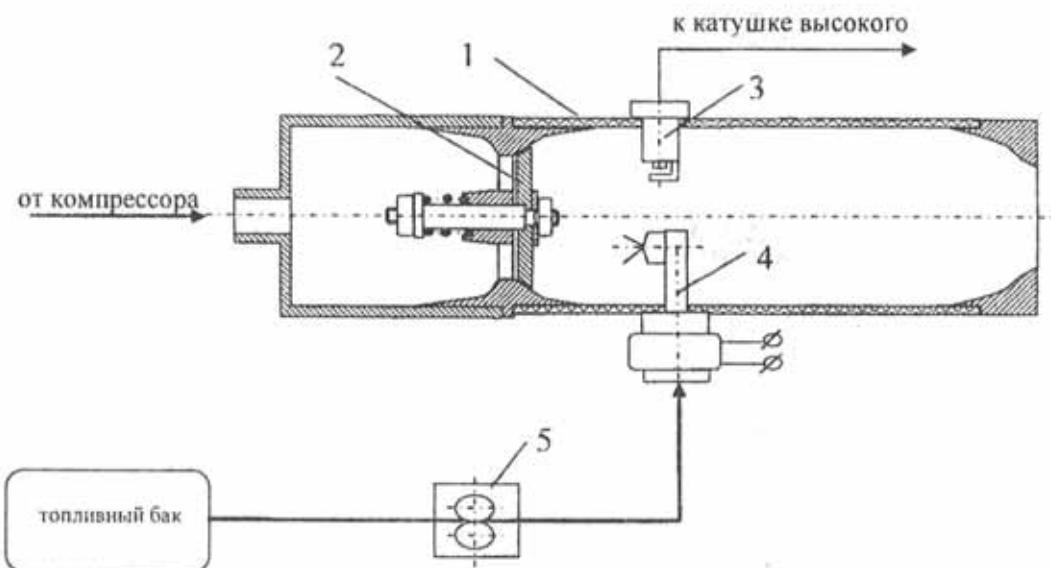


Рисунок 4. Схема рабочей части.

Подача и впрыск в камеру сгорания топлива происходит в импульсном режиме. Для обеспечения импульсной подачи топлива форсунка снабжена отсечным устройством по внутреннему каналу с электромагнитом (рисунок 5).

В исходном положении канал подачи топлива перекрыт клапаном отсечного устройства под действием пружины. При подаче напряжения на катушку электромагнита клапан перемещается, преодолевая действие пружины, открывает подачу топлива. Количество подаваемого в камеру сгорания топлива определяется временем импульса и перепадом давления на форсунке.

При воспламенении топливно-воздушной смеси в камере сгорания повышается давление, под действием которого тарельчатый клапан перемещается в исходное положение, перекрывая подачу воздуха. Степень повышения давления в камере сгорания зависит от количества подаваемого топлива за импульс и от сужения канала на выходе из камеры. При повышении давления газ через суживающее устройство вытекает из камеры сгорания, создавая выхлопной импульс.

Выхлопной импульс зависит от количества воздуха в камере сгорания (объема камеры), количества подаваемого топлива и площади выходного сечения.

По мере выхлопа газов в камере сгорания понижается давление, тарельчатый клапан под действием пружины открывает подачу воздуха от компрессора и цикл подачи топлива повторяется.

Работа камеры сгорания в момент воспламенения и выхлопа газов показана на рисунке 6.

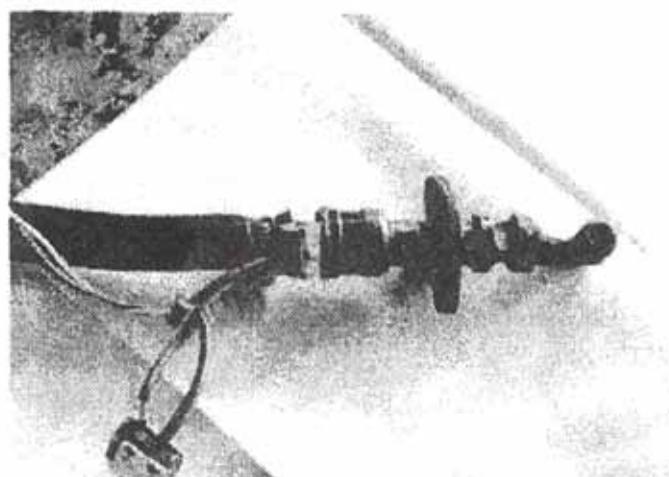


Рисунок 5. Форсунка.



Рисунок 6. Выхлоп газов

Анализ работы представленной камеры показал, что воспламенение топливо-воздушной смеси происходит при крайне низких расходах воздуха.

Увеличение расхода воздуха приводит к росту скорости потока в камере и нарушению нормальных условий для воспламенения.

Возникшая проблема ставит под вопрос использование подобных камер сгорания в системе газотурбинного двигателя, т.к. для работы турбины необходим высокий расход рабочего тела. Более того, при работе в системе ГТД требуются высокие скорости для наполнения камеры, смесеобразования, собственно горения, выхлопа и опорожнения. Только в этих условиях можно уменьшить период одного цикла горения.

Для анализа течения потока по каналу камеры были проведены соответствующие гидродинамические исследования. Используя пособие [2], в гидробассейне на воде было смоделировано течение в камере. Для визуализации в поток жидкости, проходящий через канал камеры подводилась

вода, подкрашенная тушью, а стенка самой камеры выполнена из прозрачного оргстекла (рисунок 7).

Анализ картины, полученной на основе визуализации, позволил раскрыть особенности течения в камере сгорания при наличии тарельчатого клапана на входе.

Поток, попадая в камеру, за тарельчатым клапаном вовлекается в циркуляционное течение, образуя зону возвратного течения. Протяженность этой зоны составляет примерно два диаметра клапана. За пределами возвратного течения поток движется вдоль канала к выходному сечению (рисунок 8).

Наличие зоны возвратного течения и является необходимым условием для образования топливо-воздушной смеси и ее горения.

При организации течения в камере сгорания пульсирующего двигателя целесообразно исходить из получения максимального импульса при выхлопе газов, что, в свою очередь, диктует необходимость расширения области возвратного течения (обратных токов) и формирования пространства для горения соизмеримого с объемом камеры сгорания.

Увеличить протяженность зоны обратных токов представляется возможным при переходе к вихревой системе течения, которая формируется при использовании кольцевого завихрителя с консольным креплением лопаток.

Визуализация течения в камере с завихрителем показала (рисунок 9), что в периферийной части канала наблюдается тангенциальная закрутка потока, а в центральной четко выражено возвратное течение на вход, формируя зону обратных токов. Протяженность зоны составляет практически длину канала.

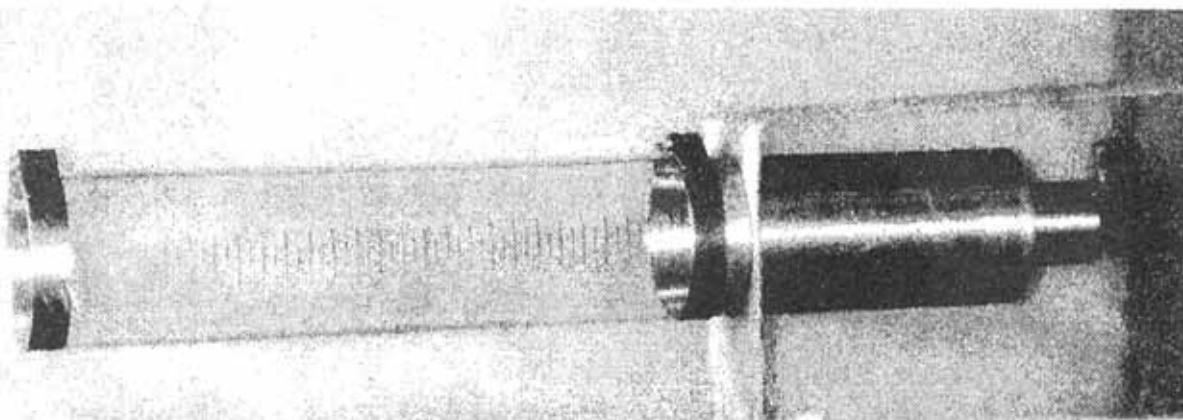


Рисунок 7. Рабочая часть камеры сгорания в гидробассейне.

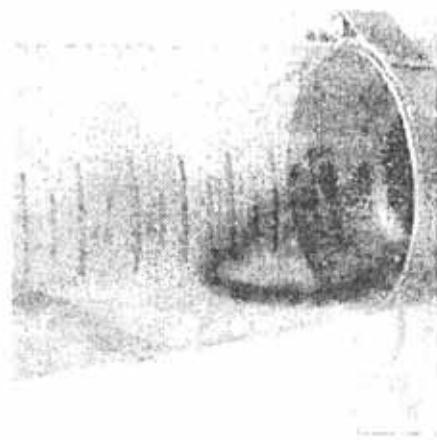


Рисунок 8. Визуализация течения за тарельчатым клапаном.

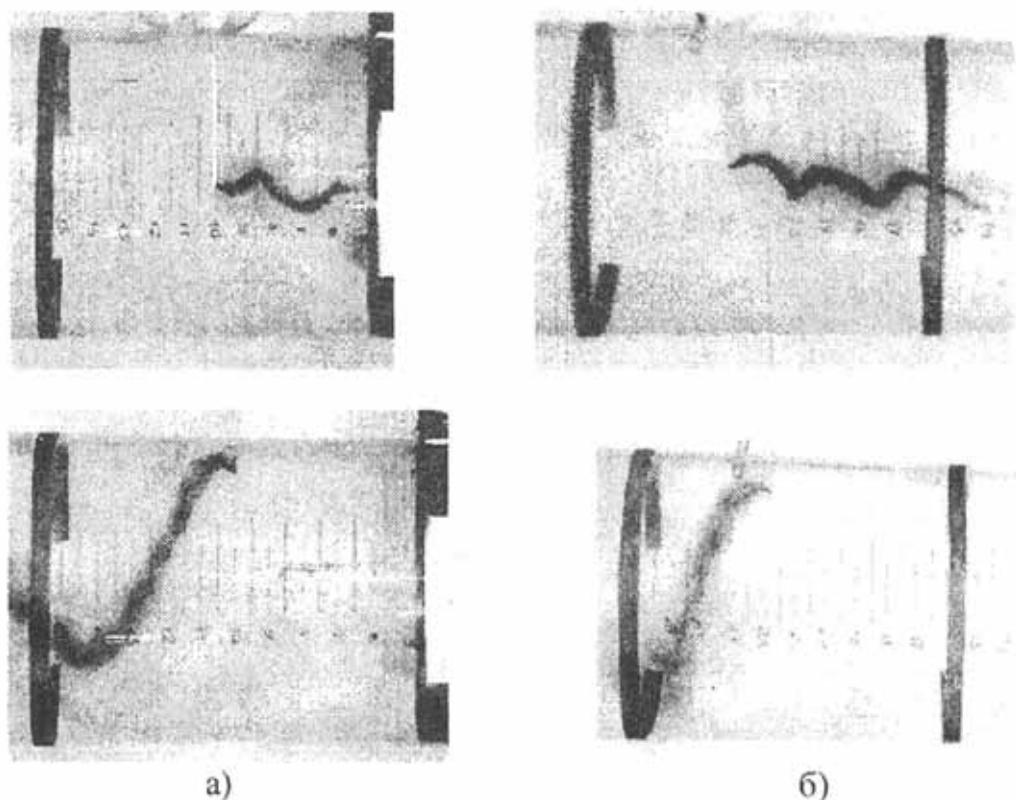


Рисунок 9. Визуализация течения с завихрителем: а) на расстоянии 10 см от клапана; б) на расстоянии 22 см от клапана.

При этом интенсивность управляющего воздействия завихрителя определяется углом закрутки потока, высотой лопаток и их густотой.

Соответствующая протяженность зоны обратных токов позволяет перейти от поверхностного принципа горения по фронту пламени к объемному, что

способствует повышению интенсивности процесса горения в пульсирующем режиме.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. Термодинамика и теплопередача. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2004г.-328с.
2. Виноградов Р.И., Жуковский М.И., Якубов Н.Р. Газогидравлическая аналогия и ее практическое приложение. – М.: Машиностроение, 1978.

УДК 629.7.015.4

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ВЫНОСЛИВОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Забобин В.В.

Кафедра летательных аппаратов

*Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Приведены некоторые данные экспериментальных исследования усталостной долговечности и живучести элементов авиационных конструкций, проведенных с учетом эксплуатационных факторов. Приведены эмпирические зависимости скорости роста усталостной трещины от условий нагружения в плоских образцах титанового сплава ВТ-20 применительно к эксплуатации сверхзвукового транспортного самолета. Предложен механизм учета влияния повышенной температуры и нестационарности нагружения на развитие усталостных трещин.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Выполнение требований авиационных правил АП-25 к выносимости и живучести конструкций воздушных судов обуславливает проведение всесторонних испытаний его элементов в условиях максимально приближенных к эксплуатационным.

Определение ресурса дозвуковых и сверхзвуковых самолетов в условиях разнообразного спектра нагрузок, с учетом различных эксплуатационных факторов, нашло отражение в ряде фундаментальных исследований.

Экспериментальные исследования, проведенные при проектировании сверхзвукового транспортного самолета (СТС), выявили необходимость предъявления к ним специфических требований, обусловленных особенностями поведения металлов при высоких температурах. Так, алюминиевые сплавы, выбранные в качестве основных конструкционных

материалов СТС первого поколения, должны были удовлетворять следующим критериям:

- суммарная деформация ползучести за предполагаемый срок службы не должна превышать 0,1%;

- достаривание материала при продолжительных нагревах должно оказывать незначительное влияние на характеристики статической прочности.

Аналогичные требования предъявляются к материалам, применяемым на дозвуковых самолетах в элементах конструкции, работающих при повышенных температурах (в зоне действия горячих газов двигателя и др.)

Повышенная температура вызывает ряд различных изменений состояния металла и элемента конструкции: при нагреве имеют место ползучесть, релаксация напряжений, изменения структуры металла и пр. Не выделяя влияния отдельных факторов, можно сказать, что с повышением температуры испытаний предел выносливости снижается, и такая закономерность проявляется для всех сплавов при достаточно высокой для данного сплава температуре.

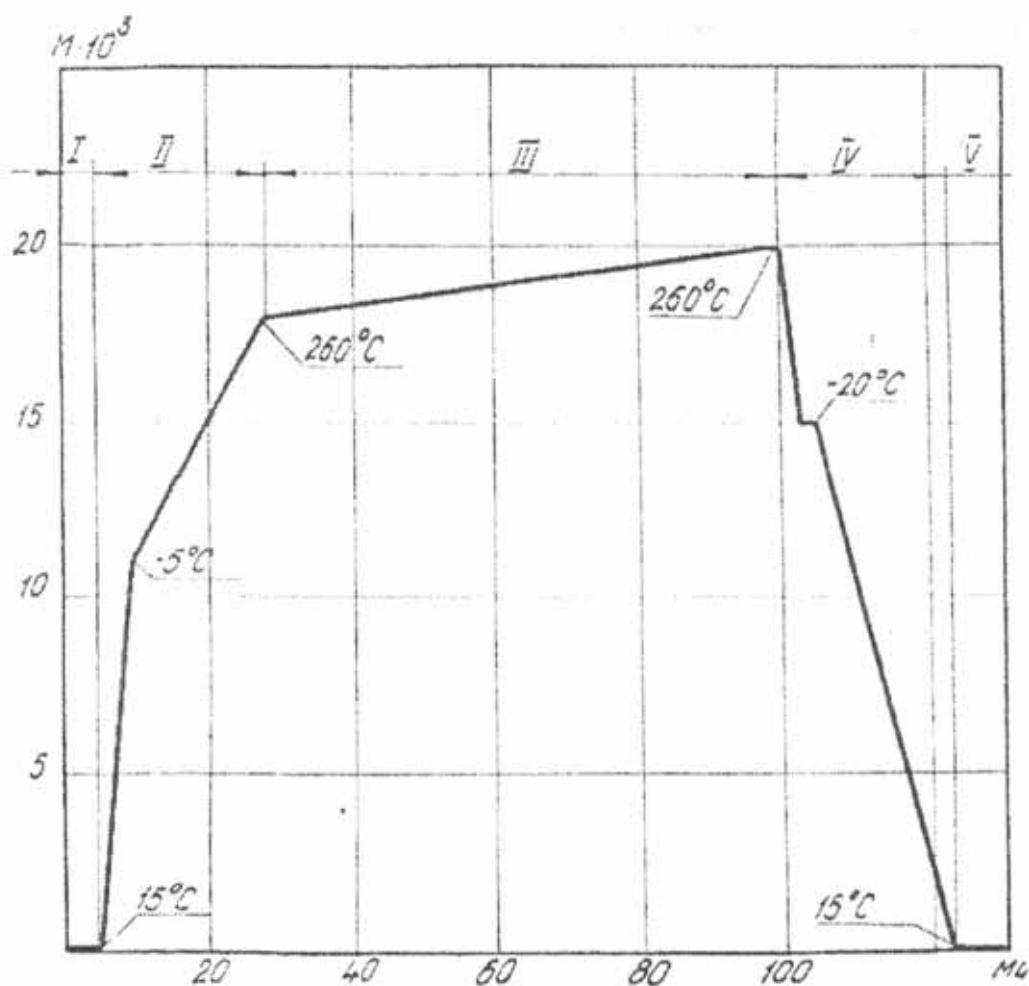


Рисунок 1. График полета сверхзвукового пассажирского самолета.

Однако, характер влияния температуры неоднозначен. Исследования характеристик усталости сплава AU-2GN (жаропрочный алюминиевый сплав типа AK4-1) показали, что температура до 175°C не оказывает существенного влияния на циклическую долговечность образцов, хотя другие механические свойства этого сплава при данной температуре несколько снижаются.

Большинство результатов испытаний показывает, что для каждого из сплавов имеется диапазон высоких температур, в котором нагрев практически не изменяет циклической долговечности, и лишь при дальнейшем повышении температуры имеет место более или менее значительное снижение характеристик сопротивления усталости.

Ползучесть, как определяемая температурой и временем пластическая деформация, является важным фактором, влияние которого подвергалось специальным исследованиям. Анализ результатов влияния предварительной ползучести на сопротивление усталости плоских и цилиндрических надрезанных образцов из сплава AK4-1 приведен в работах С.И. Олькина (ЦАГИ). Обнаружено, что при повышенных (130 - 175°C) температурах ползучесть может вызывать изменение усталостных характеристик под влиянием следующих факторов:

- неравномерная деформация ползучести в зоне надреза, вызывающая образование остаточных напряжений после снятия нагрузки;
- деформационное упрочнение;
- снятие технологических остаточных деформаций;
- структурные изменения деформированного материала, обусловленные длительным нагревом;
- образование разрывов сплошности.

Показано, что характер влияния предварительной ползучести на сопротивление усталости плоских образцов при наличии концентратора зависит от уровня напряженности. При низких напряжениях (порядка $0,3\sigma_u$) накопление повреждений в зоне надреза происходит без значительной локальной деформации ползучести. При более высоких напряжениях (порядка $0,5\sigma_u$) накопление повреждений в процессе ползучести сопровождается большой местной пластической деформацией, благодаря чему становится заметным влияние остаточных напряжений на усталостную долговечность.

В работе А.М.Доценко (ЦАГИ) приводятся результаты экспериментального исследования влияния нагрева в течение от 1000 до 10000 часов при температуре 130 , 150 и 175°C листов AK4-1T1 на развитие усталостной трещины при нормальной температуре. Автором установлено, что параметры длительного нагрева практически не влияют на скорость роста трещины, но снижают долговечность до появления трещины.

В исследованиях совместного воздействия ползучести и усталости основное внимание уделяется определению закономерностей суммирования повреждений, вызванных действием ползучести при статической нагрузке и циклическом нагружении при комнатной температуре. Как показывают

многочисленные экспериментальные данные, при суммировании статических и усталостных повреждений имеет место существенное отклонение от линейного закона, особенно – при одинаковом вкладе статических и усталостных повреждений в процесс разрушения на его первой стадии, т.е. до образования трещины.

Независимо от принципа проектирования конструкции, в процессе эксплуатации дозвуковых и сверхзвуковых самолетов, в конструктивных элементах планера возникают и развиваются усталостные трещины.

Существуют два основных подхода к анализу закономерностей роста усталостных трещин в металлах: микроструктурный и феноменологический базирующийся на модели деформируемого тела. При изучении микроструктурного механизма разрушения рассматриваются явления, связанные с атомной структурой твердого тела, что позволяет глубже понять процессы физико-химических процессов взаимодействия дислокаций, пластические течения, ползучесть и т.д. Однако, такой подход не дает возможности количественно описать характеристики роста трещин в реальных конструктивных элементах, металлах и сплавах.

Феноменологический подход основан на позициях линейной механики разрушения, в основе которого лежит допущение о линейном поведении вязкоупругого материала. В действительности у вершины трещины, где действуют большие пластические деформации, поведение материала далеко не линейное. Тем не менее, применение линейной механики разрушения дает хорошее согласование с экспериментом, если размеры пластической зоны много меньше размеров упругой зоны.

В качестве силового параметра в линейной механике разрушения принят коэффициент интенсивности напряжений (КИН), обозначаемый K

$$K = \sigma \sqrt{\pi \ell} \cdot \varphi(\ell), \text{ МПа}\sqrt{m}, \quad (1)$$

где σ – номинальное напряжение от действия силы, нагружающей конструктивный элемент или образец с трещиной, МПа; ℓ – текущее значение длины трещины, м; $\varphi(\ell)$ – функция, учитывающая влияние длины трещины и геометрических размеров конструктивного элемента или образца.

При действии регулярной циклической нагрузки с постоянной частотой нагружения, максимального σ_{\max} и минимального σ_{\min} напряжений цикла, скорость роста усталостной трещины определяет размах КИН – ΔK

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min}.$$

Стадия установившегося развития усталостной трещины является наиболее важной с точки зрения долговечности конструкции. Зависимость скорости роста трещины от интенсивности напряжения описывается уравнением Пэриса

$$\frac{dl}{dN} = C \Delta K^m, \quad (2)$$

где C и m – константы уравнения.

В соответствии с уравнением Пэриса (2), между значениями скорости роста трещины и размаха КИН в двойных логарифмических координатах существует линейная зависимость, при этом константы, входящие в уравнение (2), в определенной мере можно считать характеристиками материала.

Эксплуатационное нагружение элементов конструкции происходит при чередовании уровней нагрузки, имеющих различные параметры, т.е. имеет место нерегулярность нагружения. Обнаружено, что уменьшение нагрузки, либо действие кратковременной перегрузки, приводит к замедлению роста трещины по сравнению с регулярным нагружением соответствующей низкой нагрузкой. В число факторов, влияющих на величину задержки роста трещины, входят размах КИН на основном и перегрузочном режимах, коэффициент асимметрии нагрузок и время нагружения на перегрузочном режиме.

В ряде исследований развития усталостной трещины при нерегулярном циклическом растяжении эффект торможения роста трещины предлагается учитывать с помощью коэффициента торможения роста трещины [1]

$$C_T = e^{-\alpha \bar{\Delta}}, \quad (3)$$

где $\Delta = \frac{\sigma^B + \sigma^H}{\sigma^H}$ – параметр нагрузки, σ^B и σ^H – максимальные напряжения цикла соответственно перегрузочного (высокой нагрузки) и регулярного (низкой нагрузки), α – коэффициент, определяемый экспериментально.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Результаты испытания образцов, изготовленных из листов титанового сплава ВТ20 толщиной 2,0 мм в направлении вдоль проката по разработанной методике [2] при температурах от 0 до 360°C показали, что температура испытаний оказывает существенное влияние на долговечность образца, выраженную в числе циклов нагружения, как на стадии до появления макротрещины, так и на стадии ее развития до некоторой обусловленной длины.

Для установления зависимости скорости роста трещины от параметров температурно-силового нагружения проведена обработка экспериментальных данных развития трещины и получены значения параметров уравнения Пэриса (2) C_1 и m_1 . Дальнейшая обработка экспериментальных данных позволила установить степенной вид зависимости параметра m_1 от температуры испытания

$$m_1 = 2,246 (T^0 C)^{-0,03}. \quad (4)$$

Графически линейный вид зависимости (4) в логарифмических координатах позволил определить коэффициент линейной корреляции $r_k=0,987$.

Зависимость параметра C_T от температуры испытания близка к линейной (коэффициент линейной корреляции $r_k =0,998$) и может быть описана выражением

$$C_T = 0,0309 + 0,00016 (T^{\circ}C) \quad (5)$$

Таким образом, связь скорости роста усталостной трещины с температурой испытания в исследованном диапазоне при различных значениях размаха КИН можно представить в виде

$$\frac{dl}{dn} = [0,0309 + 0,00016(T^{\circ}C)]\Delta K^{2,246(T^{\circ}C)^{-0,03}}. \quad (6)$$

Экспериментальные данные испытания образцов из листового титанового сплава ВТ20 нерегулярной циклической нагрузкой позволили получить значения коэффициента торможения для различных значений длины трещины, соответствующей переходу с высокого уровня нагрузки на низкий. Установлено, что значение длины трещины в момент перехода не оказывает влияния на значения C_T

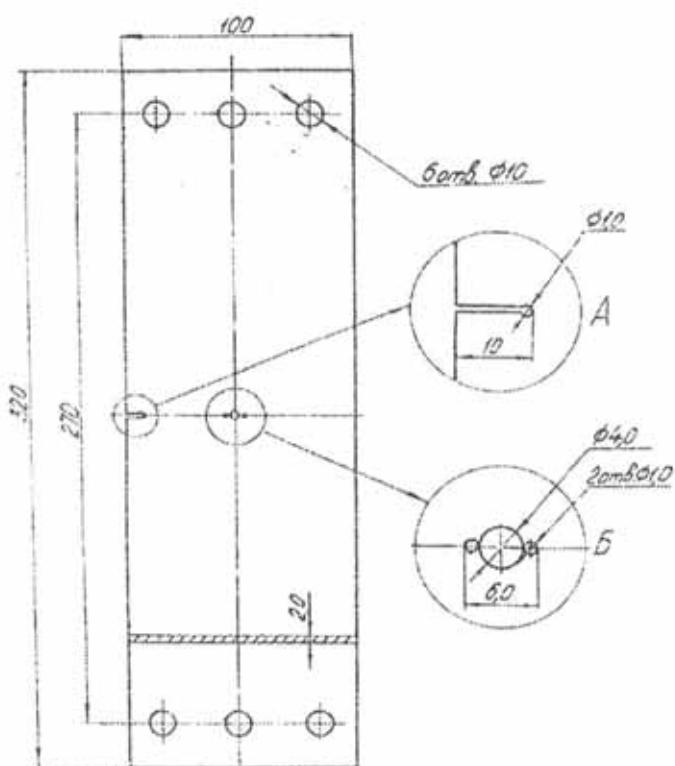


Рисунок 2. Образец для испытаний на долговечность и определение скорости роста трещины.

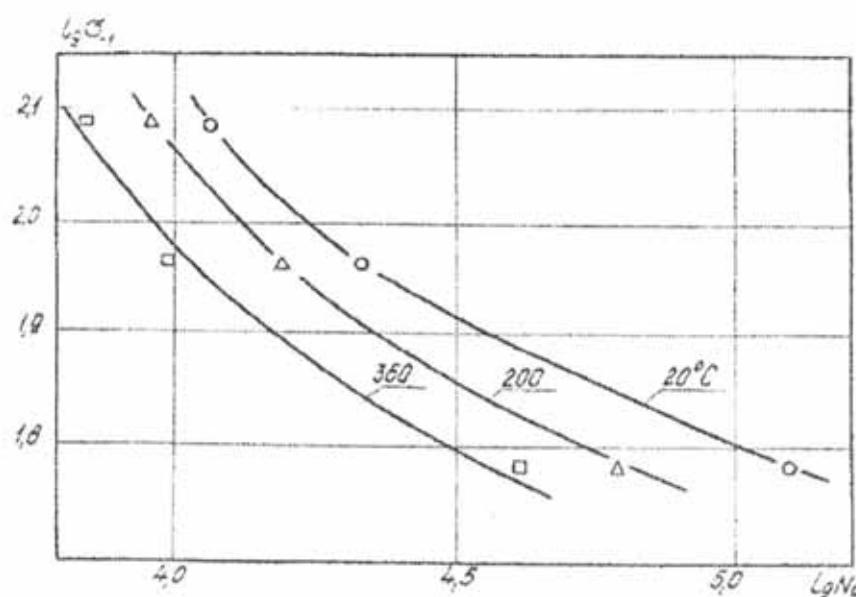


Рисунок 3. Влияние температуры испытаний на кривые усталости.

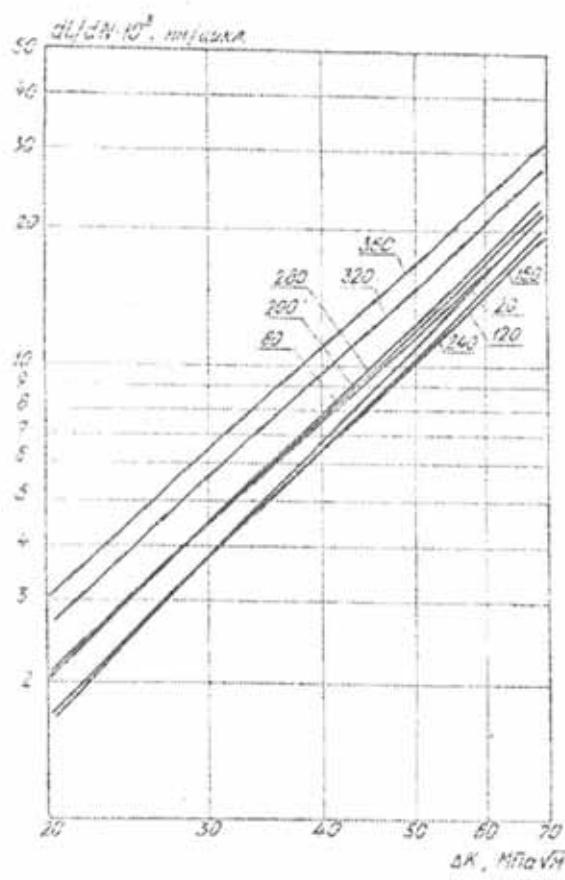


Рисунок 4. Влияние температуры испытания на скорость роста усталостной трещины.

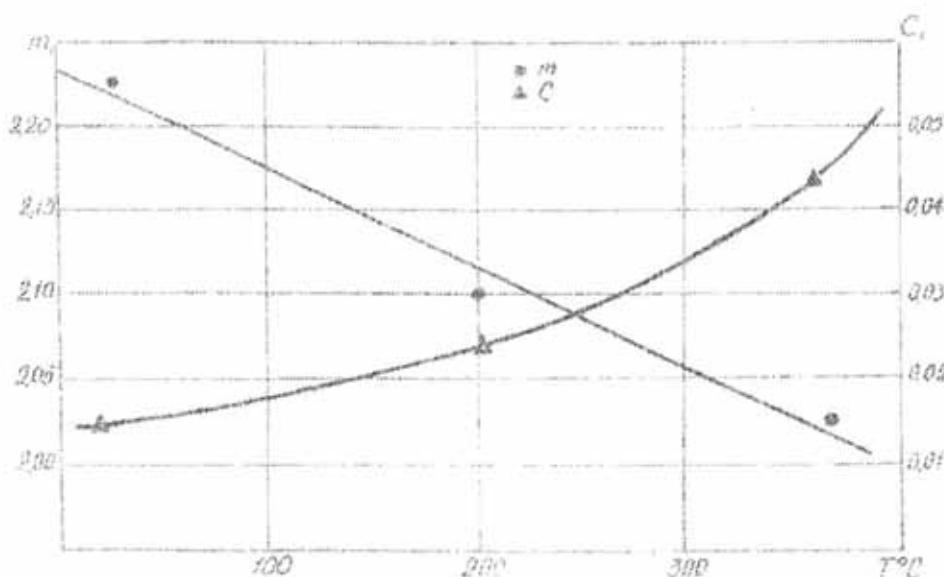


Рисунок 5. Зависимость коэффициентов уравнения Пэриса от температуры испытания образцов из сплава ВТ-20.

$$C_T = \frac{\left(\frac{dl}{dN}\right)_T}{\left(\frac{dl}{dN}\right)_0} = \varphi(\Delta, T^0 C, \Delta l), \quad (7)$$

где $\left(\frac{dl}{dN}\right)_T$ — скорость роста трещины, замедленная действием нагрузки высокого уровня, $\left(\frac{dl}{dN}\right)_0$ — скорость роста трещины при действии регулярной нагрузки низкого уровня, $\Delta = \frac{\sigma^B - \sigma^H}{\sigma^H} = \frac{K^B - K^H}{K^H}$ — параметр нагружения, характеризующий соотношение высокой и низкой нагрузок в момент перехода, переходя к обозначениям линейной механики разрушения, выраженный через КИН.

Так как температура испытания действовала в одном направлении на скорость роста трещины при регулярном нагружении и на скорость, замедленную действием высокой нагрузки, то испытания не показали значительного и однозначного влияния температуры испытания на коэффициент торможения. Это позволило упростить зависимость (7)

$$C_T = \varphi(\Delta, \Delta l). \quad (8)$$

Сопоставляя зависимость (8) с ранее предложенной для определения коэффициента торможения (3), находим, что константу α можно представить в виде зависимости

$$\alpha = \varphi(\Delta l). \quad (9)$$

Очевидно, что значение коэффициента торможения C_T существенно зависит от приращения длины трещины (или от числа циклов низкой нагрузки) с момента перехода с высокого уровня нагрузки на более низкий.

Кроме того, при некоторых значениях Δl коэффициент торможения C_T превышает единицу, т.е. наблюдается рост трещины со скоростью более высокой, чем при регулярном нагружении, что объясняется действием остаточных напряжений сжатия в пластической области вершины трещины [3]. С учетом вышеизложенного, представив зависимость (9) в виде

$$\alpha = \frac{\beta}{\Delta l}, \quad (10)$$

и вводя коэффициент γ^1 , учитывающий ускорение развития трещины при попадании ее в зону остаточных напряжений растяжения, зависимость (8) можно представить в виде

$$C_T = \gamma^1 e^{-\frac{\beta^1}{\gamma^1} \Delta}, \quad (11)$$

где зависимость γ^1 от Δ представим в виде

$$\gamma^1 = 1 + \gamma * \Delta, \quad (12)$$

$$\beta^1 = \beta^1 * \Delta. \quad (13)$$

Обработка экспериментальных данных показала линейный характер зависимости

$$\ln C_T = \ln \gamma - \frac{\beta^1}{\Delta l} \quad (14)$$

для $\Delta = 0,33; 0,5; 1,0$.

Подставляя полученные численные значения коэффициентов $\beta = 0,8303$; $\gamma = 0,4024$ в зависимость (11), она примет вид

$$C_T = (1 + 0,4024 \Delta) * e^{-\frac{0,8303}{\Delta l} \Delta}. \quad (15)$$

При определении значений коэффициента торможения в тонкостенных элементах авиационных конструкций из ВТ20 рекомендуется использовать выражение (15), при этом, значение α принимать из условия

$$\alpha = \frac{0,8303}{\Delta l} \quad \text{при } \Delta l > 0,25 \quad (16)$$

$$\alpha = 3,3212 \quad \text{при } 0 \leq \Delta l \leq 0,25.$$

Неточность определения коэффициента торможения с помощью (15) и (16) при $\Delta l < 0,25$ мм и $\Delta l > 4,0$ мм идет в запас прочности, т.к. расчетное значение C_T больше действительного.

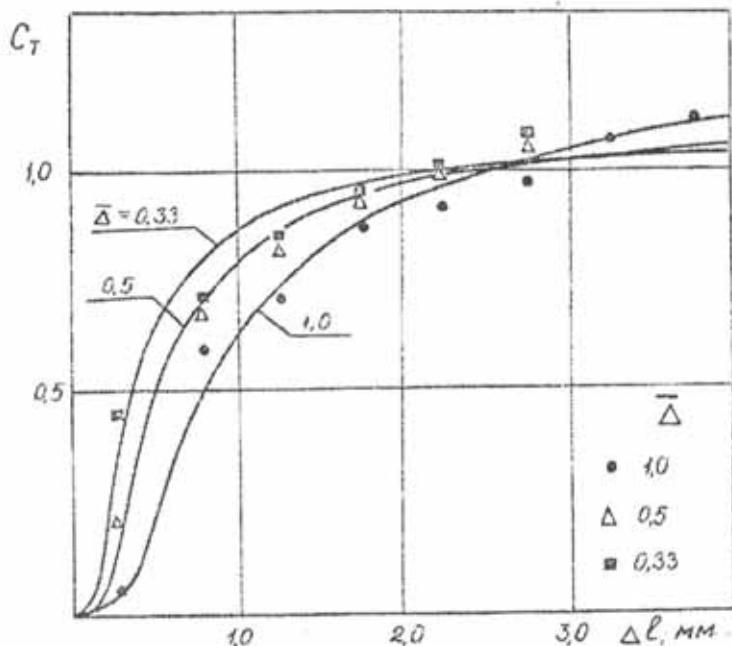


Рисунок 6. Зависимость коэффициента торможения роста усталостной трещины от величины перегрузки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Получена зависимость (6), позволяющая оценить скорость роста усталостной трещины в образцах из титанового сплава ВТ20, которая может быть использована при определении живучести элементов конструкции планера самолета, изготовленного из этого же материала, в условиях действия регулярной циклической нагрузки в диапазоне температур от комнатной до 360^0C .

2. Проведенное исследование позволило установить характер влияния очередности приложения нагрузок при нерегулярном циклическом нагружении на скорость роста усталостных трещин. Получено выражение (15), позволяющее определить численное значение коэффициента торможения C_T для элемента конструкции из сплава ВТ20, работающего в условиях нерегулярного нагружения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев А.З., Гаврилова Е.А. О развитии усталостной трещины при нестационарном растяжении.- науч.тр./ ЦАГИ, 1975, вып 1671, с.3-16.
2. Забобин В.В. Экспериментальное исследование усталостной долговечности плоских элементов конструкции планера сверхзвукового

транс-портного самолета в условиях ползучести.- В кн.: Тезисы докладов 1 научно-технической конференции молодых ученых РКИИ ГА, Рига, 1980, с.7.

3. Забобин В.В., Миртов К.Д. Торможение развития трещины при нестационарном циклическом нагружении.- Межвуз. темат. сб. науч. тр./ Моск. ин-т инж. ГА, 1982. Динамика и механика поврежденных авиационных конструкций, с. 60-64.

СЕКЦИЯ «АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ БОРУДОВАНИЕ»

Председатель – кандидат технических наук, профессор Скрыпник О.Н.

УДК 621.396.933.4

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ИРКУТСКОЙ ОБЛАСТИ

Агарышев А.И.

Иркутский Государственный Технический Университет
reirem@istu.edu

Зверев А.Г.

ФГУП госкорпорация по ОрВД «Аэронавигация Восточной Сибири»
ValmontBox@list.ru

Приведены результаты эксплуатации средств радиосвязи, показывающие нарушения ЭМС в системе спутниковой радиосвязи и УКВ-радиосвязи с самолетами и установлены причины таких нарушений. Показано увеличение отношений сигнал/помеха в каналах спутниковой радиосвязи, обусловленное влиянием 2-й гармоники сигнала трассового радиолокатора и его шумового излучения. Обнаружены нарушения УКВ-радиосвязи с самолетами из-за интермодуляционных помех от радиопередатчиков метеовещания. Приведены результаты измерений спектров УКВ радиостанции, показывающие возрастание радиошумов в окрестности основного излучения при работе других УКВ радиостанций. Предлагаются мероприятия по обеспечению ЭМС средств связи и радиолокации, включающие изменения номиналов рабочих частот и методику определения местоположения выносного приемного радиоцентра.

ВВЕДЕНИЕ

Для предприятий гражданской авиации (ГА) характерна концентрация радиоэлектронных средств на небольших площадях объектов, решающих задачи радиосвязи, радиолокации, радионавигации, взаимодействия с другими системами и т.д. В такой ситуации проблема электромагнитной совместимости (ЭМС) этих средств весьма актуальна. Решение этой проблемы позволит повысить эффективность радиотехнических систем, в частности, повысить надежность радиосвязи с самолетами и безопасность полетов.

Цель работы – анализ причин нарушений радиосвязи на предприятиях ГА Иркутской области и разработка рекомендаций по обеспечению ЭМС средств радиосвязи и радиолокации.

ЭМС РАДИОЛОКАТОРА И СПУТНИКОЙ РАДИОСВЯЗИ

На предприятии ГА Восточно - Сибирского объединенного центра управления воздушным движением проведены эксперименты, показавшие уменьшение отношений сигнал/помеха на входе модемов спутниковой радиосвязи SDM-300A во время работы обзорного радиолокатора трассового (ОРЛ-Т) типа «Меч». Результаты измерений для земных станций спутниковой связи (ЗСС) Иркутск и Братск даёт таблица 1. Частоты излучения и приёма этих ЗСС составляют 6400 МГц и 4075 МГц соответственно при ширине полосы пропускания на входе антенны приёмопередатчика 300 МГц. ОРЛ-Т «Меч» состоит из 5-ти передатчиков с рабочими частотами согласно таблице 1, излучающих последовательности импульсов длительностью 1 мкс и частотой повторения 375 Гц.

Таблица 1. Результаты измерений отношений сигнал/помеха для земных станций спутниковой связи (ЗСС) на частотах 6400 и 4075 МГц.

Включен передатчик РЛС №	Рабочие частоты обзорной РЛС типа «Меч», МГц	ЗСС Братск		ЗСС Иркутск	
		Отношение сигнал/помеха		Отношение сигнал/помеха	
		От ЗСС	На ЗСС	От ЗСС	На ЗСС
1	2980	12,2	6,9	12	11,7
2	2710	12,4	8,1	12,1	11,6
3	3010	12,2	7	12,2	11,9
4	3100	9,1	8	11,9	11,9
5	2830	12,1	12,7	11,0	11,9
1,2	2980,2710		6,9		11,9
1,2,3	2980,2710,3010		6,7		8,1
1,2,3,4	2980,2710,3010,3100		6,7		7,7
Включены передатчики 1-5		6,8		8,5	
Радиолокатор выключен		12,3		12	

Из таблицы 1 видно, что при включении передатчиков радиолокатора существенно уменьшаются отношения сигнал/помеха на приёмных ЗСС аэродромов Иркутск и Братск, что снижает надёжность радиосвязи.

Анализ полученных результатов показал, что ввиду достаточно широкой полосы пропускания приёмопередатчика спутниковой связи по входу (300 МГц) отношения сигнал/шум могут уменьшаться из-за помех, создаваемых 2-ой гармоникой излучения передатчика 4 локатора, а также из-за влияния широкополосного шумового излучения других радиопередатчиков радиолокатора, исключая радиопередатчик 5, при включении которого отношения сигнал/помеха практически не меняются. Помехи от локатора попадают также в волноводный тракт передатчика земной станции

спутниковой связи из-за недостаточной экранировки тракта и излучаются вместе с полезным сигналом.

Возможность излучения на частоте 2-й гармоники основного излучения передатчиков ОРЛ-Т показывают результаты измерений, выполненных в Иркутске на расстоянии ≈ 4 км от ОРЛ-А (аэродромного радиолокатора) типа «Иртыш». Результаты измерений приведены на рисунке 1, где слева показан усредненный (вверху) и мгновенный (внизу) спектры основного излучения, а справа – соответствующие спектры 2-й гармоники. Видно, что амплитуда 2-ой гармоники излучения радиолокатора составляет около -0.1 дБ, а амплитуда основного излучения достигает ≈ 5 дБ.

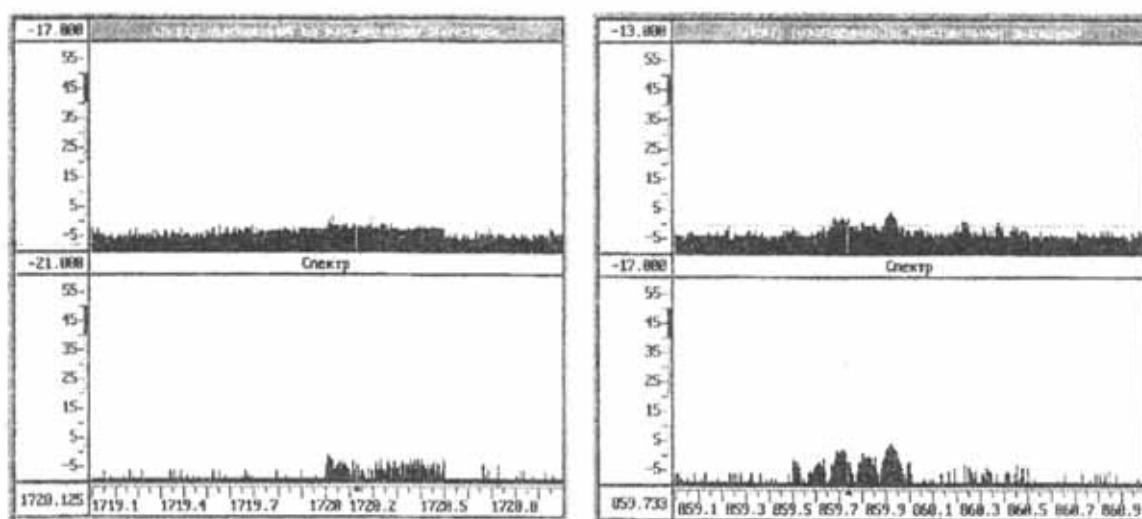


Рисунок 1. Измеренные зависимости амплитуд сигнала ОРЛ-А «Иртыш» (в дБ) от частоты (в МГц) в окрестностях основной частоты излучения (левый рисунок) и 2-ой гармоники излучения (правый рисунок).

В результате рекомендовано заменить фильтр приёмопередатчика антенны спутниковой связи с полосой пропускания 300 МГц на фильтры с полосой пропускания 2 МГц, а также перенести антенный пост системы спутниковой связи с прямой видимости ОРЛ-Т на уровень ниже.

ИНТЕРМОДУЛЯЦИОННЫЕ ПОМЕХИ ОТ СОСЕДНИХ ПЕРЕДАТЧИКОВ

Были обнаружены также нарушения работы радиолиний диспетчер-самолет, когда при приёме информации диспетчером наземного пункта прослушивалась помеха в виде речи от канала метеовещания. Рабочие частоты передатчиков метеовещания ≈ 125 МГц существенно отличались от частот радиосвязи диспетчер-самолет ≈ 134 МГц, так что непосредственный прием помехи при ширине полосы пропускания приёмника диспетчера 86 кГц на уровне 60 дБ исключался. Однако близкое расположение антенн диспетчерской

радиосвязи и передатчиков метеовещания способствует возникновению явления интермодуляции между этими радиоканалами.

Интермодуляция вызвана нелинейными преобразованиями колебаний двух и более помех в смесителе или предшествующих каскадах, когда образуются колебания комбинационных частот: $|m_1 \cdot f_c + m_2 \cdot f_m + m_3 \cdot f_{n_3} + \dots|$. Так как нелинейность режима усилителей растет с ростом интенсивностей помех, то наиболее опасны помехи с частотами $f_B = |\sum m_i \cdot f_m|$. Опасны пары помех с частотами, близкими к частоте настройки приёмника, из них более опасны помехи 3-го порядка $|2f_m - f_{n_2}|$, однако при интенсивной помехе не исключен приём помех порядков 5 с частотами $|3f_m - 2f_{n_2}|$ и 7 с частотами $|4f_m - 3f_{n_2}|$.

В смесителе помехи, не полностью отфильтрованные предшествующими каскадами, образуют комбинации частот сигнала, гетеродина, двух или более помех $f_B = |m_1 f_c + m_2 f_r + \sum m_i f_m|$. При попадании хотя бы одной из этих частот в полосу пропускания УПЧ возникает аддитивная помеха приёму. При больших амплитудах помех преобладают их биения между собой: $f_B = |\sum m_i f_m|$ или биения частот помех и гетеродина: $f_B = |m_2 f_r + \sum m_i f_m|$, где $m_1, m_2, \dots = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$. Таким образом, интермодуляция возникает при выполнении одного из условий:

$$|m_2 f_c + \sum m_i f_m| \in [f_c - B/2, f_c + B/2] \quad (1)$$

$$|m_2 f_r + \sum m_i f_m| \in [f_{nq} - B_{nq}/2, f_{nq} + B_{nq}/2], \quad (2)$$

Для выявления возможных интермодуляционных помех от передатчиков метеовещания рассчитывались поражённые помехами частоты по программе для ЭВМ, разработанной на основе соотношений (1,2). Вначале выявлялись радиоканалы с частотами приёма f_G , поражёнными помехами из-за интермодуляции 3-го порядка: $2f_s - f_p = f_G$, $f_s + f_r - f_p = f_G$, где f_p , f_s и f_r - частоты каналов с номерами p , s и r , для определения которых частоты располагались по возрастанию $f_1 < f_2 < \dots < f_s < \dots < f_N$ и заносились в столбец «Частота» специальной таблицы. При заполнении ячеек таблицы удобнее использовать номера частот $N_s = 40(f_s - f_1)$, где N_s - номер частоты s -го канала, f_s - частота s -го канала в МГц, f_1 - частота 1-го радиоканала в МГц. Затем заполнялись ячейки таблицы от 2-го до $(n-1)$ -го столбцов ниже большой диагонали как суммы двух номеров частот. Например, в 3-ем столбце заполняют ячейки от 3-й строки до последней. Значения элементов 3-го столбца определялись как суммы номеров частоты 3-го и S -го каналов, где s принимает значения 3, 4, 5, ..., n . При сравнении чисел столбцов от 1-го до $(n-1)$ -го между собой выявлялись равенства вида: $2N_s = N_p + N_G$, $N_p + N_G = N_s + N_r$, соответствующие поражённым интермодуляцией частотным каналам.

Например, при совпадении чисел 3-й строки, 1-го столбца и 5-й строки, p -го столбца поражены 1-й, 3-й, 5-й, и p - радиоканалы.

Таким образом, для выявления влияния радиопередатчиков метеовещания на работу радиолиний диспетчер-самолёт рассчитывались номера частотных каналов и заполнялись столбцы таблицы. Было установлено, что интермодуляция в соответствии с формулой $2f_S - f_p = f_G$ возникает при взаимодействии сигналов 2-го, 3-го и 4-го каналов; 1-го, 5-го и 9-го каналов. Интермодуляция третьего порядка в соответствии с формулой $f_S + f_T - f_p = f_G$ возникает при взаимодействии сигналов 2-го, 4-го, 8-го и 9-го радиоканалов.

В результате рекомендовано сменить частоты радиопередатчиков, что существенно уменьшило уровни интермодуляционных помех. Изменены частоты (в МГц): 125.8 на 124.850, 126.1 на 126.9, 133.2 на 133.4, 134.6 на 133.8. Изменение частот согласовано с государственными службами. Проведены также работы по разнесению радиопередающих антенн.

ПРОЕКТ ВЫНОСНОГО ПРИЕМНОГО РАДИОЦЕНТРА

Приведённые выше результаты показывают важность решения проблемы ЭМС радиоэлектронных средств аэродромов, для чего необходимы алгоритмы назначения рабочих частот средств радиосвязи с учётом побочных каналов излучения и приёма этих средств. Однако при большом числе передатчиков и приёмников учёт взаимных радиопомех различных порядков существенно усложняет задачу назначения рабочих частот. Поэтому для решения проблемы ЭМС радиосредств аэродромов важное значение имеют вопросы создания вынесенного приёмного радиоцентра (ВПРЦ), удалённого от передатчиков.

Рассмотрим решение задачи выбора расположения ВПРЦ на примере аэропорта «Иркутск». Отметим, что использование действующего в настоящее время ВПРЦ с удалением 12 км от радиопередающего центра (РПЦ) приводит к дополнительным затратам на охрану объекта и эксплуатацию дополнительных каналов связи между ВПРЦ и РПЦ, наличие которых к тому же снижает общую надёжность системы радиосвязи с самолётами.

Для успешного решения вопросов взаимодействия ВПРЦ и РПЦ аэропорта расстояние между этими центрами должно быть оптимальным, т.е. соответствовать предложенному в работе [1] критерию. Согласно этому критерию напряжённость поля внеполосных излучений радиопередатчиков на выносном приёмном центре (ВПРЦ) должна быть меньше напряжённости поля шумоподобных радиопомех естественного и искусственного происхождения.

Отметим также, что необходимость создания нового ВПРЦ обусловлена применением современных передатчиков, уровень внеполосных излучений которых уменьшен по сравнению с ранее действующими радиопередатчиками, для которых создавался существующий ВПРЦ.

РПЦ аэропорта «Иркутск» имеет 25 УКВ радиопередатчиков «Фазан Р5» мощностью $P=5$ Вт с диапазоном частот 118-140 МГц. Эти передатчики обеспечивают ослабление побочных излучений второй гармоники на 70 дБ, остальных гармонических составляющих – на 80 дБ. Антенны передатчиков с круговыми диаграммами направленности по азимуту и коэффициентами усиления $G \approx 1.6$ размещены на крыше РПЦ с высотами $h_{11}=12$ м и $h_{12}=14.5$ м.

Уровни шумоподобных радиопомех и внеполосных излучений передатчиков измерялись на расстоянии 500 м от РПЦ анализатором спектра NEX 1 Future NS-265, имеющим диапазон 9кГц–26,5МГц с шагом перестройки 1Гц, чувствительность ≤ -70 dBm, интермодуляционные искажения -70 дБ по отношению к несущей частоте. Прибор согласован с антенной четвертьволновый несимметричный вертикальный вибратор с высотой подъема $h_2=3.5$ м.

Нижние кривые на рисунках 2, 3 соответствуют результатам измерений уровней шумоподобных радиопомех индустриального происхождения. Верхние кривые на этих рисунках, идущие вдоль оси частот вне полос основного излучения радиопередатчика шириной ≈ 10 кГц, соответствуют сумме этих радиопомех и его внеполосных шумовых излучений.

Передатчик согласован с двумя вибраторами вертикальной поляризации, расположенными на крыше здания РПЦ. Антenna типа SIRIO с $h_1=12$ м имеет диапазон частот 108-136 МГц и входное сопротивление 50 Ом.

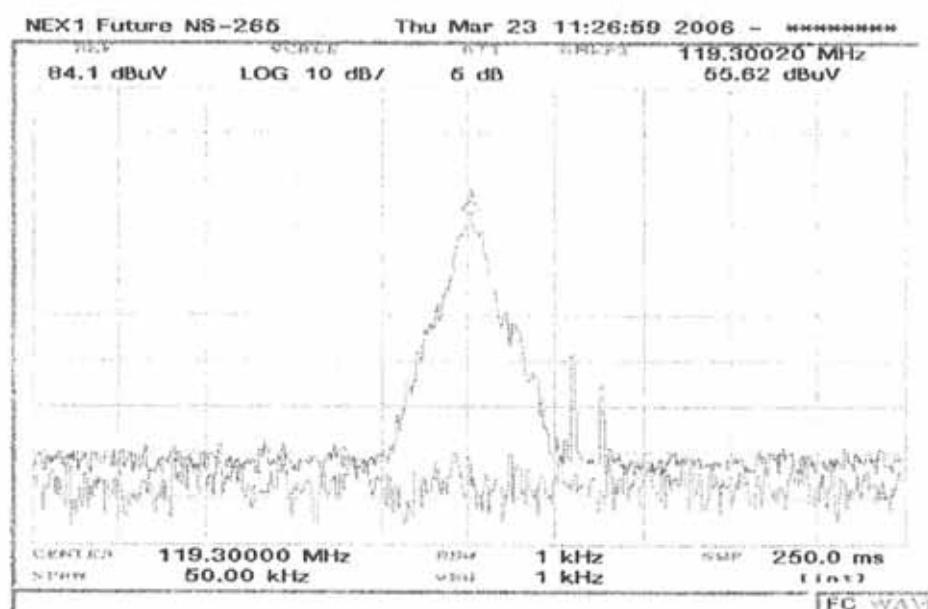


Рисунок 2. Спектр излучения передатчика «ФазанР5» с антенной АНК/100-150 (верхняя кривая) и спектр помех при отсутствии излучения (нижняя кривая).

Рисунок 2 даёт значение среднее значение $U_{BX} \approx 3.1$ мкВ $\approx E_p h_d$ для помех при отсутствии излучения передатчика, где E_p – напряженность поля радиопомех, $h_d \approx 0.75$ м – действующая высота приёмной антенны. Отсюда

получаем среднее значение $E_{\text{п}} \approx 4.1$ мкВ/м. Применение методики прогноза уровней индустриальных помех из работы [1] для ширины частотной полосы прибора 1 кГц и частоты измерений даёт значения $E_{\text{п}} \approx 5.1$ мкВ/м для города и $E_{\text{п}} \approx 0.7$ мкВ/м для сельской местности, т.е. территория аэропорта «Иркутск» по уровню радиопомех ближе к городу, чем к сельской местности.

Для рисунка 3 получим среднее значение $E_{\text{п}} \approx 3.3$ мкВ/м. Определим средние значения напряжённостей поля внеполосных шумовых излучений радиопередатчика $E_{\text{вп}}$. Верхние кривые на рисунках 2 и 3 дают для суммы помех средние значения $E_{\text{с}} \approx 6.5$ мкВ/м и $E_{\text{с}} \approx 6.8$ мкВ/м соответственно. Отметим, что шумоподобные помехи складываются некогерентно, т.е. $E_{\text{с}}^2 = E_{\text{п}}^2 + E_{\text{вп}}^2$. Тогда для рисунков 2 и 3 получим значения $E_{\text{вп}} \approx 5$ мкВ/м и $E_{\text{вп}} \approx 5.9$ мкВ/м соответственно, т.е. для удаления 500 м от РПЦ $E_{\text{вп}} > E_{\text{п}}$. Поэтому необходимо увеличить расстояние между РПЦ и пунктом измерений до выполнения условия $E_{\text{вп}} \approx E_{\text{п}}$, что соответствует обоснованному в [1] критерию для удаления ВПРЦ от РПЦ.

Отметим, что расстояние, на котором целесообразно выполнить новый цикл измерений, можно оценить с использованием известной квадратичной формулы Введенского [2]. Возможность применения этой формулы для расстояний, соответствующих прогнозируемым расстояниям между ВПРЦ и РПЦ, показана в работе [3] при сравнении результатов измерений и расчётов напряжённостей поля УКВ для ровных участков местности в окрестности аэропорта Иркутск.

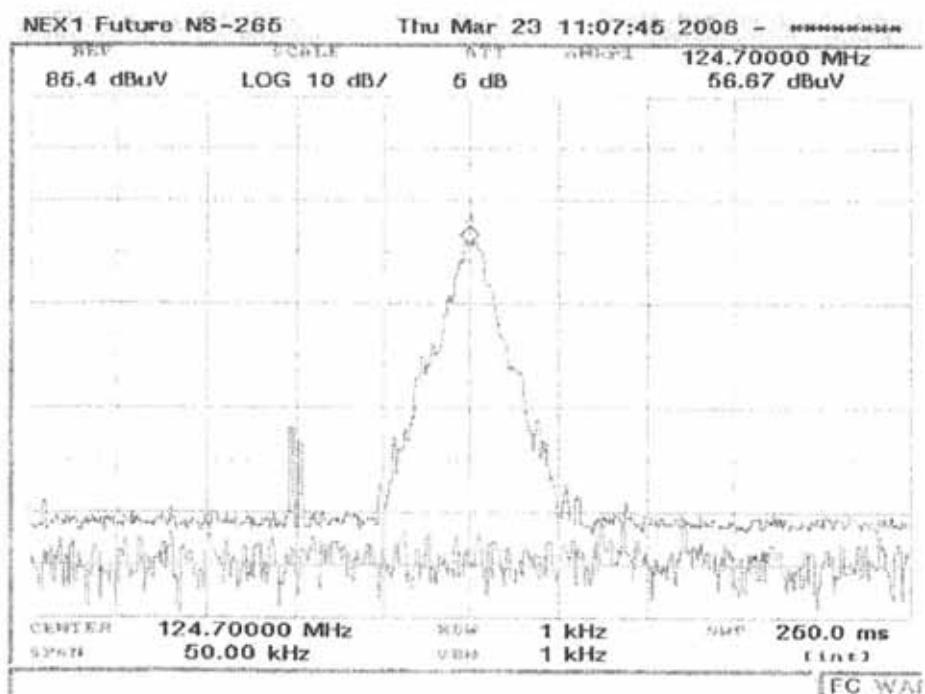


Рисунок 3. Спектр излучения передатчика «Фазан Р5» с антенной SIRIO (верхняя кривая) и спектр радиопомех (нижняя кривая).

Таким образом, с использованием результатов измерений спектров основных и побочных излучений радиопередатчиков УКВ диапазона можно уточнить рекомендации по размещению ВПРЦ для аэропорта «Иркутск» по сравнению с результатами прогнозных расчётов [1].

На основании анализа представленных выше материалов можно предложить следующую методику оптимизации удаления выносного приёмного центра УКВ диапазона от передающего радиоцентра для территорий аэродромов в условиях применимости формулы Введенского:

1) выполнение измерений напряжённостей поля от внешних источников шумоподобных радиопомех в местах предполагаемого размещения выносного приёмного радиоцентра для частотных полос принимаемых сигналов и определение минимальных значений этих напряжённостей E_{min} ;

2) прогнозирование расстояния R_i между передающим радиоцентром и пунктом измерений, для которого напряжённости поля внеполосных излучений передатчиков превосходят измеренные напряжённости поля радиопомех, по паспортным данным о мощностях внеполосных излучений передатчиков ПРЦ и характеристиках антенн ПРЦ с использованием формулы Введенского;

3) измерение спектров шумовых и дискретных внеполосных излучений при одновременной работе передатчиков радиоцентра на расстоянии R_i , если для этого расстояния внеполосные излучения не наблюдаются, то значение R_i делится пополам и т.д. до тех пор, пока эти спектры не будут измерены;

4) определение максимальных значений напряжённостей поля E_{max} для максимумов измеренных спектров внеполосных излучений;

5) определение минимального расстояния между РПЦ и ВПРЦ по формуле:

$R_b = R_i(E_{max}/E_{min})^{1/2}$, учитывающей ослабление напряжённости поля внеполосных излучений E_{max} до напряжённостей поля внешних шумоподобных радиопомех E_{min} ;

6) повторение измерений на удалении R_b от РПЦ с целью проверки факта отсутствия наблюдений внеполосных помех от радиопередатчиков в пункте предполагаемого расположения вынесенного приёмного центра.

Таким образом, разработана методика определения минимального удаления вынесенного приемного центра от радиопередатчиков УКВ диапазонов, создающих внеполосные излучения различного вида. Даны рекомендации по размещению ВПРЦ для аэропорта «Иркутск», что обеспечит отсутствие существенного влияния широкополосных излучений радиопередатчиков на качество радиосвязи с самолётами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Агарышев А.И., Зверев А.Г., Емельянова О.В. Возможности решения проблем электромагнитной совместимости для аэропортов гражданской авиации при использовании вынесенного приемного центра// Современные проблемы радиоэлектроники: Материалы 5-ой Межвузовской научно-

- технической конференции молодых ученых и специалистов, посвященной Дню Радио. – Иркутск: ИрГТУ, 2006. – С. 18-27.
2. Долуханов, М.П. Распространение радиоволн. – М.: Связь, 1972. – 336с.
 3. Агарышев А.И., Зверев А.Г., Краснояров А.Е. Анализ измеренных и рассчитанных напряжённостей поля радиоволн с целью оптимизации положения приёмного пункта системы радиосвязи с самолётами // Современные проблемы радиоэлектроники и связи: Материалы VI Межвузовской научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. – Иркутск: ИрГТУ, 2007. – С. 14-25.

УДК 629.7.017.1

АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АТ ПО ДАННЫМ КАРТОЧЕК УЧЕТА НЕИСПРАВНОСТЕЙ

Туринцев С.В.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Для выявления конструктивно-производственных недостатков в изделиях авиационной техники на каждый отказ составляется карточка учета неисправностей. Анализ данных карточек выявил низкое качество их заполнения, что не позволяет сделать истинное заключение о причинах проявления тех или иных отказов.

Отрасль воздушного транспорта играет важную роль в мировой экономической деятельности и остается одним из наиболее быстро растущих секторов мировой экономики. Важным элементом поддержания жизнеспособности гражданской авиации является обеспечение безопасности полетов.

Для примера, с гражданскими воздушными судами (ВС) РФ в январе-сентябре 2008 года произошло 25 авиационных происшествий (АП), из них 13 катастроф, в которых погиб 141 человек.

Если при расследовании авиационного происшествия выявлены отказы систем и агрегатов воздушного судна, то приводится перечень всех имевшихся ранее отказов и неисправностей этих систем и агрегатов с оценкой способов их устранения [1]. Данный перечень может быть составлен по данным карточек учета неисправностей авиационной техники (КУНАТ), но как показывают материалы расследования авиационных происшествий, данные КУНАТ, поступающие в ГЦ БП ВТ, характеризуются низким качеством и не позволяют проводить анализ причин отказов. Сравнение данных, полученных от эксплуатантов в ходе работы комиссии, с данными, поступившими в ГЦ БП ВТ,

позволяет сделать вывод о нарушениях требований приказа ФАС России от 26 июля 1997 г. № 134 «О мерах по совершенствованию системы контроля за сохранением летной годности ВС на основе данных об отказах, неисправностях авиатехники и нарушениях правил ее эксплуатации в части оформления авиакомпаниями КУНАТов» [2].

Низкое качество заполнения карточек учета неисправностей характерно и для государственной авиации, хотя там, в эксплуатацию уже давно внедрена электронная версия карточек учета неисправностей - программа «Надежность АТ».

Основной причиной такой ситуации является в первую очередь человеческий фактор, связанный с нежеланием заниматься заполнением карточек (общее количество пунктов карточки учета неисправностей в гражданской авиации составляет 71, в государственной 43) и откладыванием их заполнения на более поздний срок. В результате чего, в карточки заносится информация, не отражающая действительного состояния дел.

Для повышения качества заполнения карточек учета неисправностей необходимо разработать программное обеспечение, которое позволило бы сократить количество вводимой информации специалистом. Сокращение вводимой информации может быть достигнуто за счет автоматического ввода данных, не связанных непосредственно с местом и формой проявления отказа. В качестве таких данных, например, могут выступать дата последнего ремонта, количество ремонтов, дата выпуска изделия и т.д. Специалисту необходимо предоставить возможность ввода информации непосредственно характеризующей сам отказ. Для реализации такого подхода разрабатываемое программное обеспечение должно удовлетворять ряду основных требований:

- программа должна быть сетевой для обеспечения возможности ввода информации с любого места, оборудованного ПЭВМ;
- программа должна иметь расширенную базу данных, способную накапливать информацию по каждому конкретному изделию;
- программа должна позволять делать анализ показателей надежности оборудования по любой специальности в любой интересующий момент времени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Правила расследования авиационных происшествий и авиационных инцидентов с государственными воздушными судами в Российской Федерации от 2 декабря 1999 г. №1329.
2. <http://www.airdisaster.ru> - (МИНТРАНС РОССИИ) Распоряжение от 16.03.2004г. Москва № КР-5-р «Об авиационном происшествии с самолетом Ил-86 RA-86060».

УДК 621.396.24

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ СРНС

Рыжков Д.А.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Татаринов П.В.

ОАО «Иркутская электросетевая компания»

Спутниковые радионавигационные системы характеризуются глобальным покрытием поверхности Земли радионавигационным полем, и высокой точностью определения местоположения объекта навигации. Для оперативного прогноза погрешностей и сбоев навигационно-временного обеспечения предлагается методика, основанная на оперативном анализе пространственного распределения значений геометрического фактора. Оценка пространственного распределения значений геометрического фактора может быть использована в качестве априорных сведений для планирования действий пользователя навигационной информации или выбора порога включения резервных датчиков навигационной информации в составе навигационного комплекса в заданных условиях.

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) характеризуются глобальным покрытием поверхности Земли радионавигационным полем, и высокой точностью определения местоположения объекта навигации. Другими очевидными достоинствами СРНС являются высокая доступность и непрерывность обслуживания пользователей, а также неограниченная пропускная способность. В связи с этим в последние годы намечается тенденция возлагать основную нагрузку по обеспечению навигационно-временных определений (НВО) на аппаратуру СРНС GPS/ГЛОНАСС, которая становится непременной составляющей в составе бортовых навигационных комплексов [1, 2].

Несмотря на указанные преимущества перед другими средствами радионавигации, СРНС также обладают погрешностями позиционирования, которые возникают в силу множества причин.

Одним из основных источников погрешностей, а иногда и сбоев позиционирования, является неоднородная дисперсионная среда околоземного космического пространства (ОКП). Поскольку точная оценка и прогнозирование данного вида погрешности НВО затруднены (особенно в периоды геомагнитных возмущений), не всегда удается обеспечить своевременное предупреждение пользователя СРНС об опасном снижении точности НВО или возможных сбоях определения координат [3, 4].

Пока не существует абсолютно надежной методики оперативного

прогнозирования качества НВО и выдачи пользователю точных текущих оценок погрешностей позиционирования, учитывающих влияние случайных неблагоприятных геофизических факторов, а также преднамеренных воздействий.

Для оперативного прогноза погрешностей и сбоев НВО с выдачей своевременного предупреждения пользователю мы предлагаем методику, основанную на оперативном анализе пространственного распределения значений геометрического фактора ($\Gamma\Phi$).

Известно, что погрешность измерения псевододальностей до навигационных спутников (НС) связана с погрешностью вычисления координат следующей общей зависимостью [5]

$$\sigma_{\text{пвк}}^2 = GDOP \cdot \sigma_{R'}^2, \quad (1)$$

где $\sigma_{\text{пвк}}^2 = [\sigma_x^2 \ \sigma_y^2 \ \sigma_z^2 \ \sigma_{\Delta\tau}^2]^T$ – вектор-столбец дисперсий погрешностей определения координат и смещения шкалы времени пользователя; $GDOP$ – пространственно-временной $\Gamma\Phi$; $\sigma_{R'}^2 = [\sigma_{R'_1}^2 \ \sigma_{R'_2}^2 \ \sigma_{R'_3}^2 \ \sigma_{R'_4}^2]^T$ – вектор-столбец дисперсий погрешностей определения псевододальностей R'_i от i -го НС до потребителя; $i = 1, 2, 3, 4$.

Значения $GDOP$ определяются следующим образом

$$GDOP = \sqrt{\text{tr}[\tilde{\mathbf{H}}^T \tilde{\mathbf{H}}]^{-1}}, \quad (2)$$

где $\text{tr}[*]$ – след матрицы (сумма элементов главной диагонали); $\tilde{\mathbf{H}}$ – матрица направляющих косинусов, которую можно определить следующим образом

$$\tilde{\mathbf{H}} = \begin{bmatrix} \frac{x_1 - x_i}{R'_i} & \frac{y_1 - y_i}{R'_i} & \frac{z_1 - z_i}{R'_i} & \frac{c\Delta\tau}{R'_i} \\ \frac{x_2 - x_i}{R'_i} & \frac{y_2 - y_i}{R'_i} & \frac{z_2 - z_i}{R'_i} & \frac{c\Delta\tau}{R'_i} \\ \frac{x_3 - x_i}{R'_i} & \frac{y_3 - y_i}{R'_i} & \frac{z_3 - z_i}{R'_i} & \frac{c\Delta\tau}{R'_i} \\ \frac{x_4 - x_i}{R'_i} & \frac{y_4 - y_i}{R'_i} & \frac{z_4 - z_i}{R'_i} & \frac{c\Delta\tau}{R'_i} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где x_i, y_i, z_i – координаты i -го НС; x_n, y_n, z_n – координаты потребителя; c – скорость распространения сигналов НС; $\Delta\tau$ – смещение шкалы времени пользователя относительно шкалы времени СРНС.

Из (1) следует, что независимо от точности измерения псевододальностей точность определения координат пользователя будет тем хуже, чем больше

значение $GDOP$. Таким образом, точность определения координат пользователя определяется, в основном, геометрией взаимного расположения его относительно НС.

Срыв слежения за сигналом даже одного НС приводит к изменению конфигурации рабочего созвездия, что вызывает увеличение значений $GDOP$, и, как следствие, снижение точности НВО пользователей СРНС.

Суть методики оперативного анализа пространственного распределения значений ГФ заключается в следующем. Задаются координаты точки приема (широта, долгота, высота) в Гринвичской геодезической системе координат (СК). Затем с помощью (1) – (3) для данной точки рассчитывается значение $GDOP$ для выбранного времени суток. При этом необходимо выполнить преобразование координат из Гринвичской геодезической СК в Гринвичскую прямоугольную СК. Задавая определенный шаг по широте, долготе, высоте и времени суток, можно получить суточные карты пространственного распределения значений $GDOP$.

Авторами разработано программное обеспечение, позволяющее получать такие карты на основании данных о местоположении НС *GPS* из альманаха и геометрических дальностей между НС и точкой приема. Данные альманаха берутся из навигационных *RINEX* – файлов [6].

На рисунках 1 – 4 приведены карты значений $GDOP$ для различных высот и для разного времени суток 25 марта 2003 года.

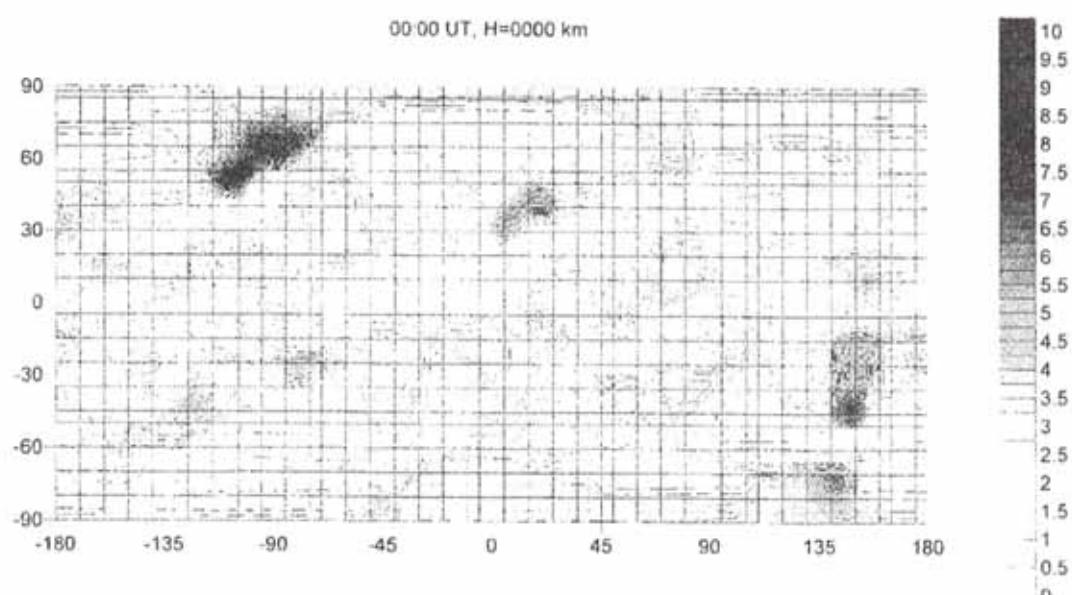


Рисунок 1.

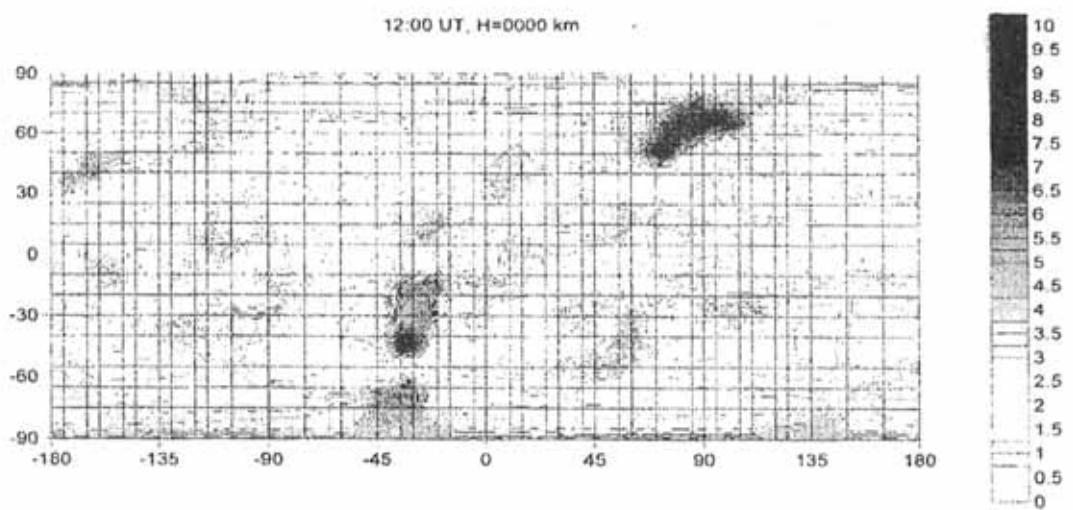


Рисунок 2.

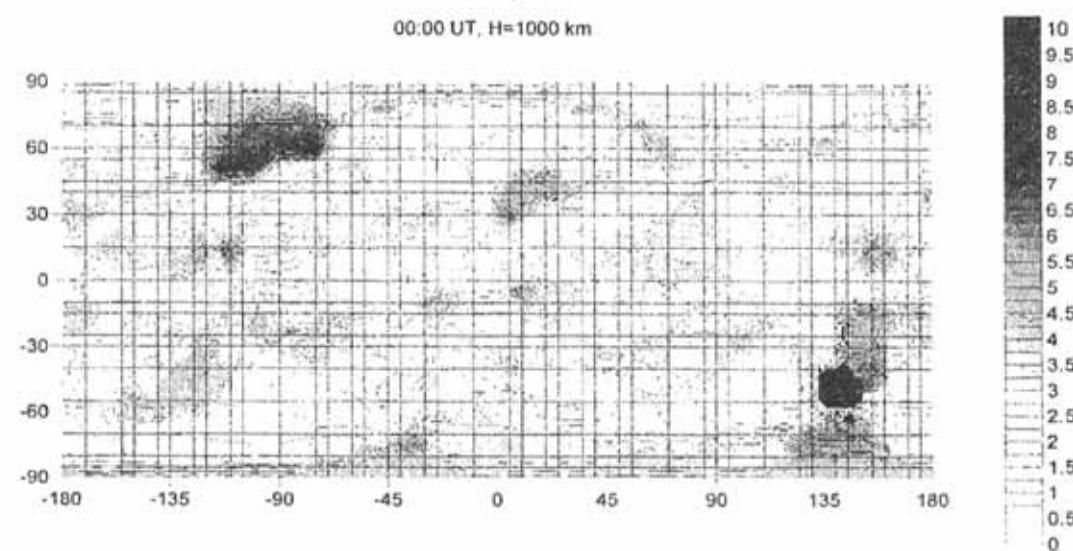


Рисунок 3.

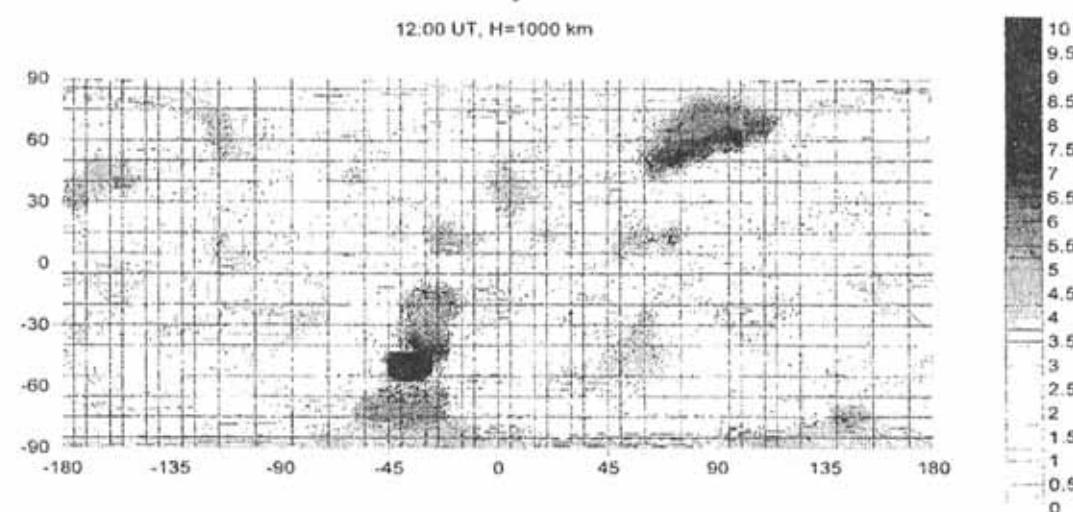


Рисунок 4.

На данных рисунках значения $GDOP$ показаны в виде областей различных оттенков серого, ограниченных изолиниями (линиями равных значений $GDOP$). Светлые оттенки соответствуют малым значениям $GDOP$, темные – большим. Значения $GDOP$ рассчитывались для точек приема, которые выбирались с шагом по широте и долготе, равным 5° .

Поскольку период обращения НС GPS равен 12 часам, их конфигурация повторяется через сутки (учитывая вращение Земли). Таким образом, пространственное распределение значений ГФ повторяется каждые сутки. Это обстоятельство является весьма важным с точки зрения прогноза и позволяет выбрать маршрут и время движения воздушных судов с точки зрения минимизации влияния неблагоприятного влияния взаимного положения НС и пользователя СРНС.

Для СРНС ГЛОНАСС ситуация чуть хуже, поскольку повторяемость конфигурации НС равна 8 суткам. Поэтому для прогноза необходимо иметь карты пространственного распределения ГФ, как минимум, за весь указанный период.

Данная методика обладает некоторым недостатком, поскольку позволяет получить пространственное распределение ГФ лишь для идеального случая. В реальных условиях при возникновении срывов измерений координат и сбоев в работе СРНС можно воспользоваться исходными данными сети наземных GPS-приемников [7]. Также данную ситуацию можно моделировать путем исключения из обработки данных одного или нескольких НС. Такая возможность заложена в разработанном программном обеспечении.

Сформированная на основании (2) оценка пространственного распределения значений ГФ может быть использована в качестве априорных сведений для планирования действий пользователя навигационной информации или выбора порога включения резервных датчиков навигационной информации в составе навигационного комплекса в заданных условиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Милов Ю.Г. и др. Концепция создания дифференциальной подсистемы КНС ГЛОНАСС и GPS. Среднеорбитальные СРНС. 2000. Вып.2. – С.25-28.
2. GNSS Solutions. Inside GNSS, № 4, 2006. – Р. 28-30.
3. Харисов В. Н., Перов А. И., Болдин В. А. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР, 1998. – 400 с.
4. Skone, S., M. de Jong Limitations in GPS receiver tracking performance under ionospheric scintillation // Phys. and Ch. of the Earth. Part A. 2001. V. 26. № 6-8. – Р. 613-621.
5. Seebany D.B., Todd W., Juan B., Per E. Can WAAS availability be inferred from geomagnetic data? An analysis – <http://waas.stanford.edu/~wwu/papers/gps/PDF/DattaBaruaIES05.pdf>.

6. Gurtner W. RINEX: The Receiver Independent Exchange Format Version 2. 1993. – <http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex2.txt>.
7. Демьянов В.В. Оперативная оценка качества навигационных определений спутниковых радионавигационных систем // Авиакосмическое приборостроение. 2007. № 12. – С. 25-30.

УДК 621.396.965

**АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ
РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ
МЕТЕОНАВИГАЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ
ВОЗДУШНОГО СУДНА**

Лежанкин Б.В.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Малисов Н.П.

Воронежский военный авиационный инженерный университет (ВВАИУ)

Рассматриваются перспективы совершенствования системы управления воздушным движением ГА за счет применения автоматизированной системы обработки, получаемого на борту ВС радиолокационного изображения. Представлен состав системы и методы алгоритмической обработки данных, позволяющих реализовать полный цикл формирования цифрового изображения, пригодного для передачи по радиоканалу.

Эффективность авиационного транспорта и безопасность полетов в условиях все возрастающей интенсивности воздушного движения в значительной степени зависят от организации системы управления воздушным движением (УВД) и степени совершенства наземных и бортовых систем и комплексов радиотехнического обеспечения полетов, включающих средства радионавигации, посадки, радиосвязи и радиолокации, а также предупреждения столкновений воздушных судов (ВС) в воздухе. Главными причинами, требующими систематического совершенствования и обновления бортового электронного оборудования, являются:

- необходимость соответствия постоянно ужесточающимся требованиям по безопасности аeronавигации и регулярности воздушных перевозок;
- расширение функций оборудования по автоматизации полетов;

- усложнение помеховой обстановки, особенно в густонаселенных районах и аэропортах;
- усиление конкурентной борьбы мировых производителей авионики;
- повышение требований к объему и качеству услуг, предоставляемых пассажирам, особенно на дальних магистральных линиях (связь по линии борт–земля–борт, аудио- и видеоаппаратура для развлечения пассажиров, компьютерные услуги и т.д.) [1].

Совершенствование бортового радиоэлектронного оборудования должно вестись в рамках программы позволяющей обеспечить совершенствование и самой системы УВД. Такой программой признана программа автоматического зависимого наблюдения.

ИКАО одобрила концепцию автоматического зависимого наблюдения (АЗН) в соответствии, с которой воздушные суда с помощью спутниковой или другой линии связи автоматически передают в центр обслуживания воздушного движения данные о своем местоположении и прочие относящиеся данные, например, о планируемом маневре, скорости, метеоусловиях и др. Это обслуживание, которое первоначально предназначается для полетов над океанами, малонаселенными районами суши и теми районами, где применение первичных и вторичных радиолокаторов не может быть оправдано по экономическим соображениям, позволит использовать воздушное пространство над такими районами подобно радиолокационному воздушному пространству. Очевидно, что бортовой метеорадар, являясь устройством получения достоверной информации о метеообстановке на маршруте движения ВС, может выступать в роли источника информации для пункта УВД. Формирование метеонавигационной карты на пункте УВД позволит заранее корректировать маршруты движения ВС в зависимости от грозовой активности и опасной турбулентности, что значительно повысит безопасность полетов и регулярность пассажирских перевозок.

Бортовая метеонавигационная радиолокационная станция (МНРЛС) предназначена для решения следующих задач:

- обнаружение и определение дальности и азимута находящихся в передней полусфере ВС опасных для полета зон активной грозовой деятельности;
- получение радиолокационной карты земной поверхности перед ВС;
- обнаружение горных массивов и отдельных горных вершин и определение достаточного для безопасного пролета превышения ВС над ними;
- измерение угла сноса при полете над сушей.

Принцип действия МНРЛС основан на излучении антенной МНРЛС, установленной на ВС, электромагнитных волн в направлении интересующего объекта и приеме отраженной энергии, ее обработке и получении информации о параметрах этого объекта. Проведенный анализ существующих и перспективных МНРЛС, к которым относятся: «Гроза»; «КОНТУР-10СВ»; RDR-4B, позволяют получать метеонавигационную карту просматриваемого пространства на индикаторном устройстве, доступном лишь членам экипажа в

полете ВС. Очевидно, становится актуальной задача передачи радиолокационного изображения с борта, носителя МНРЛС в интервале времени, слишком к реальному. Однако задача передачи радиолокационной информации по каналу связи в реальном масштабе времени в настоящее время не решена, из-за технических причин организации канала передачи данных большой пропускной способности. Скорость потока данных РЛИ пропорциональна разрешающей способности системы, а также ширине полосы обзора, и достигает величин сотен Мбит/с. Поэтому на борту ВС для передачи метеонавигационной информации необходимо осуществить обработку данных, которая включает: дешифрирование, классификацию и распознавание, а также снижение объема данных, представленных на РЛИ, приводящие к автоматизации процесса обработки. Решение этих задач позволит: повысить контраст для улучшения "изобразительных" качеств размытых изображений; устранить шум; осуществлять преобразования изображения, связанные с сужением диапазона яркостей (градации серого тона) и передачи обработанного изображения с борта носителя МНРЛС на наземный пункт УВД.

Однако в решении проблемы автоматизации процесса предварительной обработки РЛИ имеются значительные трудности, обусловленные тем, что восприятие и анализ данных, представленных в виде изображений, являются сложнейшими формами интеллектуальной деятельности человека. Поэтому достаточно полная автоматизация этих процессов может быть осуществлена лишь на пути разработки и создания автоматов, близких по своим возможностям к интеллектуальным способностям человека. Помимо этого, сложность автоматической обработки РЛИ определяется следующим рядом специфических особенностей РЛИ по сравнению с изображениями, получаемыми в оптическом диапазоне волн (с помощью аэрофотографических, телевизионных, лазерных и инфракрасных средств):

- контраст отметок объектов и участков метеообразований на РЛИ в сильной степени зависит от электрических свойств их поверхностей. Более контрастно при этом отображаются объекты с металлической поверхностью, что обеспечивает их эффективное обнаружение;

- разрешающая способность современных МНРЛС существенно ниже разрешения аэрофотографических, телевизионных, лазерных и инфракрасных средств: наилучшее разрешение существующих МНРЛС составляет значение порядка 500 м, против метров оптических средств. Поэтому большинство объектов не распознаются на РЛИ по форме. Основная информация об объектах и фоне при радиолокационном наблюдении на одной несущей частоте и постоянной поляризации излучения и приема заключена в амплитуде отраженных от них сигналов. При этом распознавание может производиться лишь по размеру и контрасту отметок, косвенным признакам и имеющейся априорной информации о районе обзора;

- РЛИ обладает сравнительно большим динамическим диапазоном (до 80...90 дБ).

Задачу формирования метеонавигационной карты на наземном пункте УВД предлагается решить в рамках автоматизированной системы обработки радиолокационного изображения метеонавигационной радиолокационной станции воздушного судна (АСО РЛИ) за счет автоматической цифровой обработкой РЛИ на борту ВС. АСО РЛИ представляет собой совокупность математических методов, технических средств и организационных комплексов, обеспечивающих цифровую обработку РЛИ для дальнейшей передачи по радиоканалу на наземный пункт УВД в целях формирования единой метеонавигационной маршрутной карты в масштабе времени близком к реальному. Структура АСО РЛИ представлена на рисунке 1 и включает в себя: бортовое оборудование (МНРЛС и бортовую цифровую вычислительную машину, реализующую алгоритмы обработки РЛИ); объект обзора (воздушное пространство в виде находящихся в передней полусфере ВС опасных для полета зон активной грозовой деятельности); канал передачи данных (в состав может входить ретранслятор, для увеличения дальности передачи данных); наземный пункт УВД (реализующий функцию формирования метеонавигационной карты и корректировку маршрутов движения ВС в зависимости от опасных очагов метеообразований).

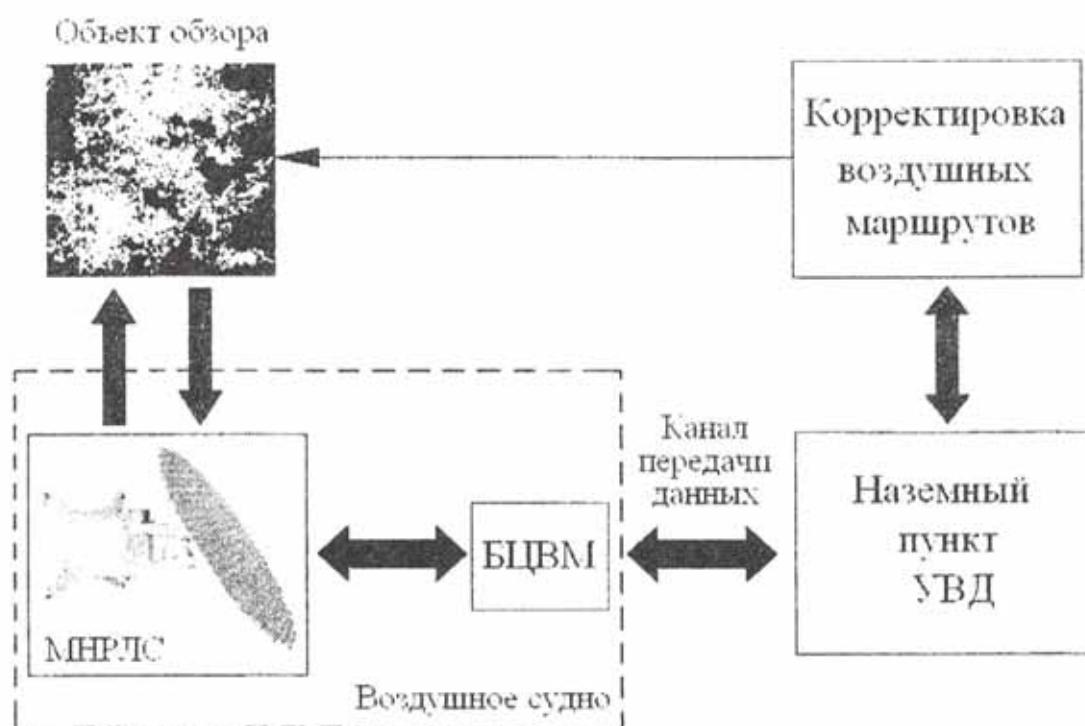


Рисунок 1. Автоматизированная система обработки РЛИ МНРЛС ВС.

Автоматическая цифровая обработка РЛИ на борту ВС включает следующие стадии [2]: регистрацию, улучшение, восстановления, сжатие, сегментацию, распознавание и кодирование изображений.

Для регистрации (структурная схема устройства регистрации показана на рисунке 2) аналоговый сигнал на выходе приемо-передающего тракта МНРЛС нужно представить в цифровом виде эту функцию выполняет аналого-цифровой преобразователь. Блок оперативной памяти и цифровой процессор формируют изображение в виде матрицы значений яркости, в которой положение элемента характеризует пространственную координату, а само значение – отражающие способности объекта наблюдения.

Улучшение изображения состоит в выявление трудно различимых деталей или выделение интересующих характеристик на изображении. Множество подходов к улучшению изображений распадается на две большие категории: методы обработки в пространственной области (пространственные методы) и глобальные методы обработки. Глобальные методы обработки – методы, обрабатывающие все изображение или большую его часть. Эти методы используют фильтры Калмана и Винера, которые требуют априорной информации о статистических характеристиках изображения и шума, которая порой недоступна [3]. Пространственные методы объединяют подходы, основанные на прямом манипулировании пикселями изображения при этом для каждой точки берутся только отчеты, находящиеся в сравнительно небольшой окрестности. Достоинством пространственных методов является достаточно высокое быстродействие и свобода в выборе размера анализируемой окрестности, что позволяет проводить построчную, постолбцовую и площадную обработку. Что делает возможным обрабатывать изображения в реальном масштабе времени. Для выбора алгоритма пространственной фильтрации изображения могут быть использованы следующие критерии:



Рисунок 2. Структурная схема устройства регистрации.

1. Эффективность сглаживания шума.
2. Эффективность сохранения ступенчатых перепадов.

Сегментация разделяет изображения на составные части или объекты, что сокращает объем неиспользуемой при распознании информации об объектах на изображении. Существует два общих подхода: сегментация выделения границ областей и сегментация посредством разметки точек областей.

Методы сегментации посредством разметки точек областей включают в себя метод релаксационной разметки, метод наращивания областей и метод пороговой обработки.

Метод релаксационной разметки и метод наращивания областей, требуют для их реализации знаний априорной информации о количестве однородных областей. Метод пороговой обработки требует выбора глобального и локального порога, что для изображения с шумом является сложной задачей.

Для решения задачи выделения границ однородных областей применяются следующие методы:

1. Пространственное дифференцирование.
2. Методы ВЧ фильтрации.
3. Функциональная аппроксимация.

Сжатие изображение относиться к методам уменьшения объема памяти, необходимого для хранения изображения, или снижение требований к каналу передачи данных. Для выбора метода и разработки алгоритма выдвинуты следующие требования:

1. Высокое качество изображения.
2. Высокая скорость компрессии и декомпрессии.
3. Возможность передачи изображения низкого разрешения.

Классические алгоритмы эффективны только при повторяющихся цепочках значений данных, и неэффективны при обработке зашумленных изображений. Коэффициент сжатия достигает не более двух. Использование данных методов возможно как один из этапов более сложных алгоритмов.

Более перспективными являются алгоритмы с потерями которые используют блочное кодирование или вейвлет-преобразование, данные алгоритмы были разработанные для изображений которые имеют плавный переход цвета, и элементы между собой сильно коррелированные. Но сама идея вейвлет-преобразования позволяет обрабатывать изображения целиком, что позволяет при сильном сжатии и последующем восстановлении избежать эффекта блочности и возможности передачи изображения низкого качества с последующим уточнением.

В общем случае вейвлет представление функции состоит из общего грубого приближения и уточняющих коэффициентов, позволяющих работать с функцией при различных масштабах.

Для этого используется кратномасштабная обработка, которая позволяет анализировать сигнал, представляя его в виде совокупности последовательных приближений.

Реализация всех перечисленных процедур обработки радиолокационного изображения МНРЛС на борту ВС позволит обеспечить подготовку к передаче данных по радиоканалу за счет функционирования полностью автоматической системы.

На рисунке 3. представлены четыре стадии обработки РЛИ: а) формирование цифрового метеонавигационного изображения в виде матрицы цифровых кодов яркости; б) улучшение изображения за счет применения фильтрации и сокращение тоновых градаций; в) сегментация однородных областей посредством выделение границ с использованием пространственного дифференцирования; г) сжатие изображения для дальнейшей передачи его по радиоканалу.

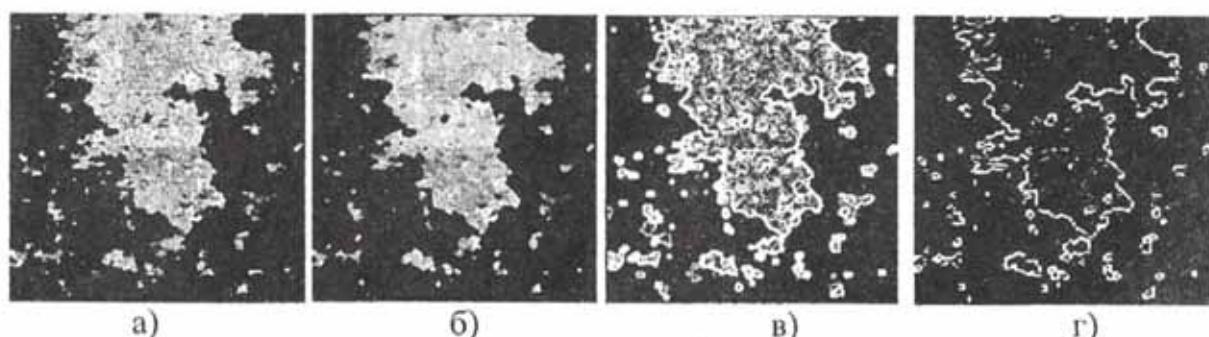


Рисунок 3. Результаты формирования и обработки радиолокационного изображения для формирования метеонавигационной карты.

Направления исследований и разработок методов и алгоритмов обработки радиолокационных изображений определяются тематикой исследований методов современной радиолокации:

- совершенствование и систематизация теории широкополосной и сверхширокополосной радиолокации в полосе частот 0,1-10 ГГц с сигналами большой мощности;
- исследование методов многопозиционной радиолокации с целью разработки радиолокационных систем с повышенными энергетическими характеристиками, информативностью, помехозащищенностью для обнаружения воздушных и наземных объектов;
- исследование методов комплексирования радиолокационных и других систем мониторинга воздушного пространства с целью разработки технических средств наблюдения с повышенным уровнем распознавания обнаруживаемых объектов.

Основываясь на вышеизложенном, выделим следующие приоритетные направления исследований и разработок методов и алгоритмов обработки радиолокационных изображений:

- синтез алгоритмов (оптимальных и квазиоптимальных) обнаружения, обладающих достаточно стабильными характеристиками при изменении условий работы, т.е. устойчивых робастных алгоритмов;

- исследование метода анализа сложных радиолокационных изображений (неоднородностей по яркости) методом пороговой обработки (путем сегментации);

- исследование фрактальных методов для обработки радиолокационных изображений в сантиметровом и миллиметровом диапазонах радиоволн.

Результаты обработки реальных изображений и проведенных тестовых исследований свидетельствуют о возможности эффективного применения предлагаемой АСО РЛИ для разработки алгоритмов формирования метеонавигационной карты по маршрутам движения ВС на основе изображений радиолокатора. Полученная радиолокационная карта может быть использована при решении задач дешифрирования и уменьшения объема радиолокационных данных при передаче изображения с борта носителя локатора на пункт УВД для корректировки маршрутов движения ВС с целью повышения безопасности полетов, регулярности и снижение себестоимости воздушных перевозок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральная целевая программа "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года".
2. Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений // Москва: Техносфера, 2005. – 1072 с.
3. Скрыпник О.Н., Лежанкин Б.В., Миронов Б.М., Малисов Н.П. Формирование радиолокационной карты подстилающей поверхности путем фильтрации случайных полей // Научный вестник МГТУ ГА, № 133, серия Радиофизика и радиотехника. – 2008 г.

УДК 621.396.721

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ АНТЕННЫХ СИСТЕМ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ СРТС

Караченцев В.А.

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

Афраймович Э.Л.

Отдел физики атмосферы, ионосферы и распространения радиоволн,
Институт солнечно-земной физики СО РАН (ИСЗФ СО РАН)

В статье использованы материалы разработок и исследований, выполненных совместно с сотрудниками ИСЗФ СО РАН. Рассматривается возможность измерения диаграммы направленности антенны путем измерения амплитуды сигнала точечного

радиоисточника, расположенного в дальней зоне антенны, и угловых координат источника, отличающийся тем, что с целью увеличения точности, сокращения времени и удешевления стоимости измерений диаграммы направленности в качестве радиоисточника используют ИСЗ глобальных навигационных систем GPS/ГЛОНАСС и стандартные данные измерений амплитуды сигнала и угловых координат ИСЗ GPS/ГЛОНАСС.

Электромагнитное поле в апертуре приемной антенны наземного комплекса СРТС имеет сложную амплитудно-фазовую конфигурацию. Изменения амплитуды радиосигнала на входе приемного устройства связаны не только с особенностями распространения радиоволн вдоль луча «излучатель-приемник». В некоторых случаях искажения амплитуды радиосигнала могут быть вызваны интерференцией радиоволн, отраженных от близко расположенных объектов или элементов конструкции. В таких условиях необходимо рационально выбирать местоположение и ориентацию антенны для минимизации такого рода искажений.

Юстировка приемной антенны – процесс сложный, требующий проведения многократных экспериментов для получения зависимости амплитуды принимаемого сигнала от взаимного углового положения источника радиосигнала и приемника. Известно несколько способов определения диаграммы направленности антенны [1, 2].

Один из них [2] – метод вращающейся антенны – основан на том, что исследуемая антenna вращается в вертикальной и горизонтальной плоскостях, а излучатель неподвижен. При этом амплитуда сигнала на выходе антенны зависит от углов поворота антенны в азимутальной плоскости и плоскости углов места. Этот метод применяется при изучении антенн сверхвысоких частот, при макетировании, а также при изучении простейших антенн метровых волн. Достоинство метода – запись ДН в автоматическом режиме с одновременным измерением углов поворота антенны. К недостаткам можно отнести ограничение на геометрические размеры исследуемых антенн.

Принцип другого способа определения ДН – метода неподвижной антенны – заключается в том, что положение и ориентация исследуемой антенны остаются неизменными, а источник излучения перемещается вокруг нее по круговым траекториям. Метод неподвижной антенны применяется при исследовании ДН антенн радиоцентров, антенн на радиорелейных линиях связи и т.п. При этом определить ДН можно как наземными измерениями [1], при которых излучатель располагается на поверхности Земли, так и с помощью вспомогательных излучателей, расположенных на летательных аппаратах [3]. Данному методу присущи некоторые недостатки. Так, при наземных измерениях можно получить ДН только в одной плоскости, причем точность измерения при этом будет весьма низкая из-за влияния неровностей рельефа местности и недостаточного удаления излучателя от исследуемой антенны.

Исследование ДН с помощью летательных аппаратов отличается большими трудозатратами и затратами времени и ресурсов.

Существует также метод определения ДН антенны путем облучения с борта искусственного спутника Земли (ИСЗ) или с использованием излучения космических радиоисточников [4]. Достоинство метода – исследование ДН антенн, работающих в широком диапазоне длин волн, от сантиметровых до километровых; исследование ДН антенны, установленной по месту ее применения. Однако малое количество спутников-маяков (низкоорбитальные ИСЗ-маяки) и жесткая геометрия орбит ИСЗ (геостационарные ИСЗ-маяки) не обеспечивают точного измерения ДН, поскольку для этого необходимо проводить измерения амплитуды как можно с меньшей угловой дискретностью в азимутальной плоскости и плоскости углов места. Кроме этого, при использовании ИСЗ необходимо дополнительно определять угловое положение излучателя.

Трудности при использовании космических радиоисточников связаны с низким отношением сигнал/шум при приеме сигналов радиоисточников и с большим интервалом времени заполнения апертуры – одна траектория в сутки в случае с неподвижной исследуемой антенной, а малая угловая дискретность расположения радиоисточников ограничивает возможности исследования антенн с узкой диаграммой направленности.

С целью повышения точности, сокращения времени снятия диаграммы направленности и уменьшения стоимости исследования антенны предлагается новый способ определения диаграммы направленности, основанный на измерении амплитуды радиосигналов и угловых координат направления на навигационные спутники глобальных навигационных систем ГЛОНАСС/GPS [5, 6].

Предлагаемый способ измерения ДН антенны основан на том, что наземный двухчастотный навигационный приемник способен фиксировать радиосигналы от нескольких навигационных спутников одновременно. При этом в зоне «видимости» приемника может находиться до 12 НС. Это позволяет получить зависимость интенсивности принимаемых радиосигналов $F(\Theta, \alpha)$, как функцию угловых координат – углов места $\Theta(t)$ и азимута $\alpha(t)$ направления на НС. При этом азимут $\alpha(t)$ – угол в горизонтальной плоскости между направлением на север и направлением на НС из точки приема, а угол места $\Theta(t)$ отсчитывают в вертикальной плоскости между направлением на НС из точки приема и горизонтальной плоскостью.

Достоинство предлагаемого способа определения ДН – исследование направленных свойств антенны, установленной по месту ее применения, что особенно актуально для современных радиотехнических систем, когда антенна приемника находится в окружении близко расположенных объектов или элементов конструкций, и принимаемые радиосигналы подвержены интерференционным искажениям. В этом случае предлагаемый способ позволяет измерить «реальную» ДН антенны с учетом воздействия отраженных

радиоволн.

На рисунке 1 в координатах «угол места-азимут» приведены зависимости, характеризующие положение траекторий НС относительно точки наблюдения для трех случаев, отличающихся широтным расположением приемной станции. Для каждой исследуемой станции приведено ее название, географические координаты и количество траекторий НС, «видимых» в течение суток. Азимутальный угол α в градусах отсчитывают по круговой шкале. Концентрические окружности характеризуют изменение угла места Θ на НС в диапазоне $0\text{--}90^\circ$, причем центр каждого графика соответствует $\Theta = 90^\circ$.

Как видно из рисунка, на низких широтах («а») обеспечивается практически равномерное распределение траекторий во всем диапазоне углов Θ и α . С увеличением широты расположения приемной станции картина распределения траекторий искажается («б» и «в»). В распределении появляется ярко выраженная область, ограниченная диапазоном углов Θ и α , в пределах которой не могут пролегать траектории НС. Это объясняется геометрией группировки НС ГЛОНАСС/GPS.

Таким образом, использование НС ГЛОНАСС/GPS может обеспечить практически равномерное заполнение апертуры при измерении ДН. При этом время заполнения апертуры сокращается, по крайней мере, на порядок, по сравнению с использованием низкоорбитальных ИСЗ-маяков (до 10-15 траекторий за сутки), и на два порядка по сравнению с использованием космических радиоисточников (1 траектория за сутки).

С помощью программного комплекса [7] были обработаны данные измерений амплитуды принимаемых радиосигналов на станции COSA глобальной сети GPS [8] за несколько дней подряд (17.03.2003 – 20.03.2003). В процессе обработки использовались данные за каждые полные сутки для всей совокупности НС, «видимых» со станции COSA. Общее число пролетов НС GPS длительностью не менее 2.5 часа составляет около 350. Информация об амплитуде радиосигнала получена из RINEX-файлов [8] в виде отношения сигнал/шум (SNR) – $S_1(t)$ и $S_2(t)$ на двух рабочих частотах GPS. Подобные результаты могут быть получены для любой другой станции глобальной сети при условии наличия в обрабатываемых данных информации об амплитуде принимаемого сигнала.

На рисунке 2 «а-б», «в-г» и «д-е» в координатах «угол места – азимут» показаны зависимости амплитуды радиосигналов $A_{S1}(\Theta, \alpha)$, принимаемых на частоте f_1 GPS, полученные для каждой пары дней 076-077; 076-078 и 076-079, соответственно. На изолиниях нанесены значения амплитуды в относительных единицах. Максимальные и минимальные значения амплитуды приведены на вертикальной градационной шкале. Концентрические окружности соответствуют значениям углов Θ на НС ($35\text{--}75^\circ$) относительно точки расположения станции COSA. Выбор таких значений Θ обусловлен соображениями повышения достоверности эксперимента, поскольку

радиосигналы от НС с низкими углами места $\varTheta < 30^\circ$ претерпевают существенные искажения при распространении через атмосферу. Индексами «W», «E», «S» и «N» указаны направления, соответственно на запад, восток, юг и север. Азимутальный угол α отсчитывается по часовой стрелке относительно направления на север «N».

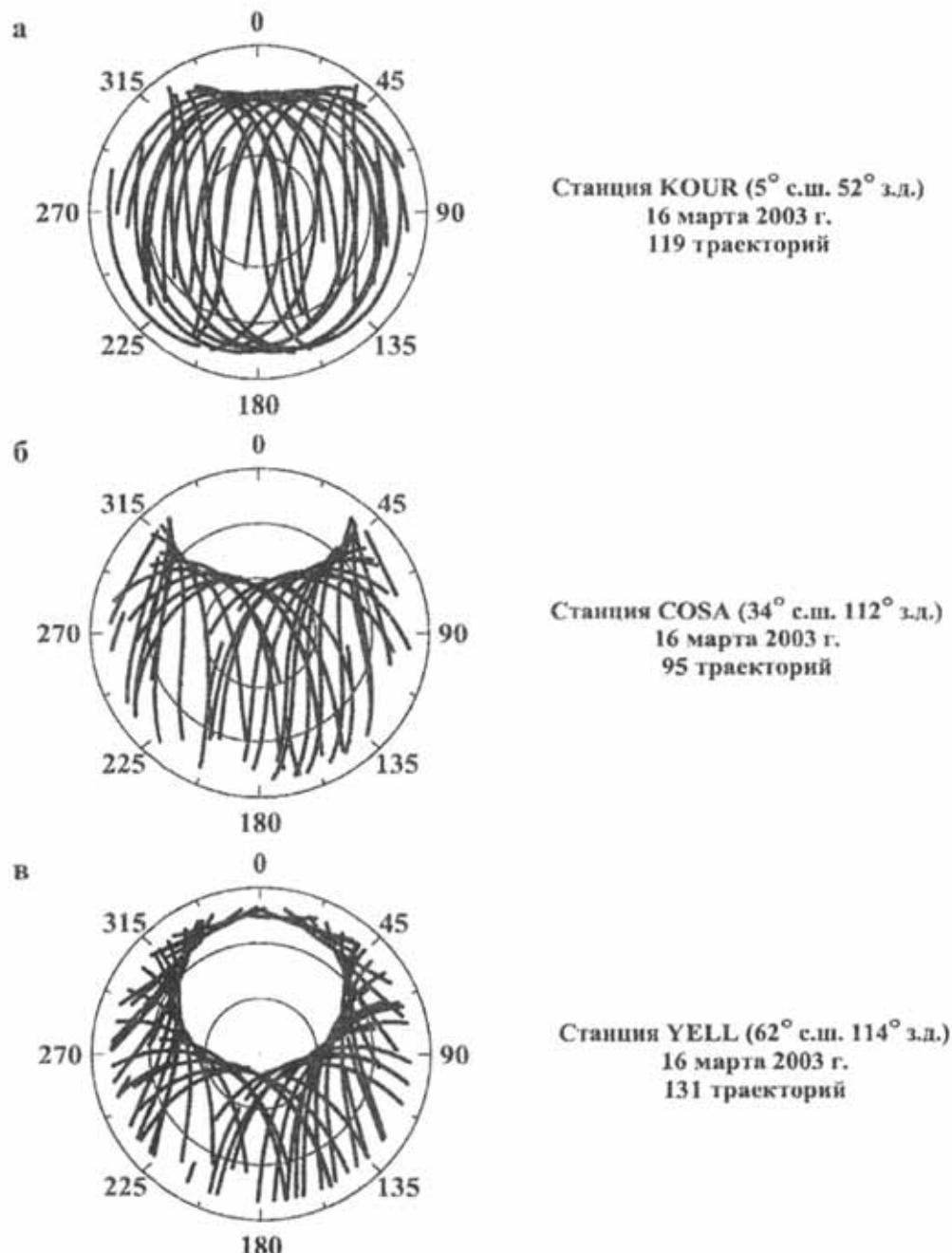


Рисунок 1. Широтное распределение траекторий НС GPS/ГЛОНАСС.

Получить идентичных зависимостей за 076 день для каждой пары дней 076-077, 076-078 и 076-079 не представляется возможным. Во-первых, изменяется с течением времени геометрия системы «НС-приемник». Во-вторых, при совместной обработке данных за каждую пару дней учитывалось изменение во времени состояния ионосферы.

Вместе с тем, при сравнении зависимостей на рисунке 2 «а, б, в, г» можно выделить ярко выраженную повторяющуюся область (О), положение которой соответствует преобладающему направлению прихода радиоволн. Учитывая, что антенна приемника GPS имеет круговую диаграмму направленности в азимутальной плоскости, и, принимая во внимание вышеприведенные замечания относительно состояния ионосферы и геометрии системы «НС-приемник», устойчивый характер зависимостей $A_{SI}(\Theta, \alpha)$, полученных за разные дни, позволяет предположить, что область О является отражающим радиоволны объектом. Так, для зависимостей $A_{SI}(\Theta, \alpha)$, приведенных на рисунке 2 «а, б, г, е», сигнал большой интенсивности регистрируется с азимутальных углов $\alpha = 310\text{--}340^\circ$ и углов места $\Theta = 30\text{--}40^\circ$. Учитывая полученные значения угловых величин, можно оценить местоположение объекта (элемента конструкции), являющегося источником отраженного сигнала.

Рассмотрим, например, простейший случай регистрации двух волн – прямой и отраженной от расположенного в непосредственной близости от антенны отражающего объекта (отражающей поверхности). Примем высоту возвышения приемной антенны равной $h = 10$ м. Тогда, согласно [10], для среднего значения угла места $\Theta = 35^\circ$ (рисунок 2) удаление отражающей поверхности от антенны равно $m = h/\tan\Theta \approx 14$ м. Варьируя координаты точки расположения антенны и анализируя получаемые зависимости $A_{SI}(\Theta, \alpha)$, можно найти такое положение антенной системы, при котором значение амплитуды отраженного радиосигнала будет минимальным.

Таким образом, совокупность зависимостей $A_{SI}(\Theta, \alpha)$, полученных для набора координат антенны, позволит практически в реальном масштабе времени оценить местоположение объекта (элемента конструкции), являющегося источником отраженного сигнала, и скорректировать положение антенной системы так, чтобы свести к минимуму погрешности функционирования, связанные с интерференцией прямой и отраженной радиоволн.

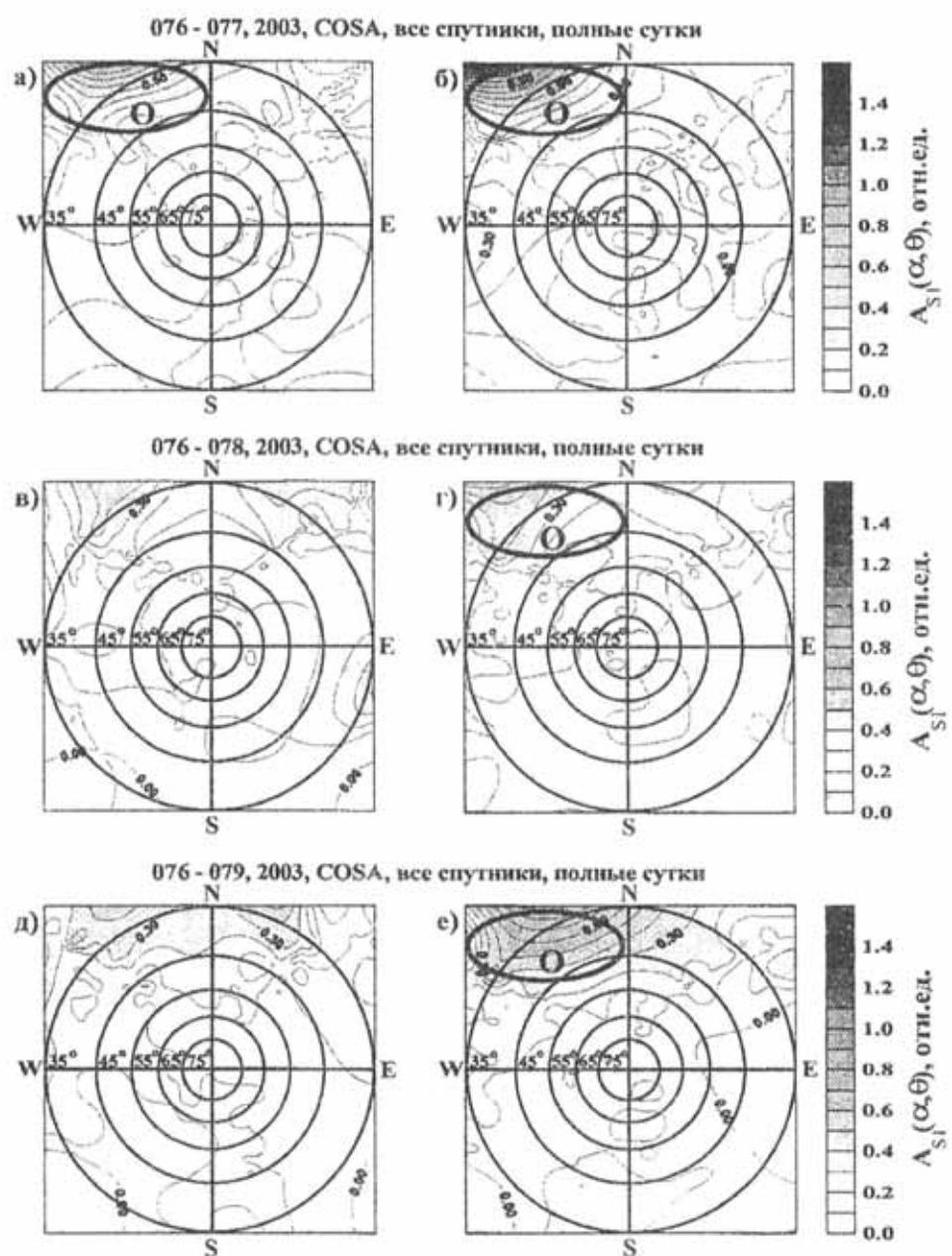


Рисунок 2. Распределение амплитуды радиосигнала в раскрыте антенны.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фрадин А.З., Рыжков Е.В. Измерения параметров антенно-фидерных устройств. М.: Связь, 1972. – 352 с.
2. Миклашевская А.В. Автоматические измерители в диапазоне СВЧ. М.: Связь, 1972. – 167 с.
3. Авторское свидетельство СССР № 320787, кл. G 01 R 29/10, 1969.

4. Авторское свидетельство СССР № 1059516, кл. G 01 R 29/10, 1981 (прототип).
5. Харисов В.Н., Перов А.И., Болдин В.А. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР, 1998. – 400 с.
6. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. – 270 с.
7. Косогоров Е.А. Разработка автоматизированного программного комплекса глобального GPS-детектора ионосферных возмущений естественного и техногенного происхождения: Дис. канд. тех. наук: 05.13.01 // Иркутский государственный институт путей сообщения – Иркутск, 2002. – 225с.
8. Gurtner W. RINEX: The Receiver Independent Exchange Format Version 2. // <http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex2.txt> – 1993.

УДК 621.396.96

ВОЗМОЖНОСТИ КОМПЕНСАЦИИ ИОНОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ВС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРНС

Межетов М.А.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Базаржапов А.Д.

Институт солнечно-земной физики СО РАН (ИСЗФ СО РАН)

Предлагается аддитивная региональная модель ионосферы, при построении которой использовались данные международной сети GPS (Global Positioning System) станций–IGS (International GPS Service for Geophysics). При создании модели пространственного распределения полного электронного содержания (ПЭС) применялся метод сферического гармонического анализа с оптимальным выбором спектра аппроксимирующих гармоник по наибольшему вкладу. Выполнена сравнительная оценка результатов, полученных методом наименьших квадратов и предложенным методом. Предлагаемая модель может быть использована для повышения точности определения координат потребителей спутниковой радионавигационной системы в автономном режиме и режиме относительной навигации, при решении задач ионосферного мониторинга, а также в качестве модели, компенсирующей ионосферные погрешности в одночастотной приёмной аппаратуре потребителей спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС (Глобальная навигационная спутниковая система).

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Аппаратура СРНС становится всё более массовым средством, которое находит применение в различных областях нашей жизни. По прогнозам специалистов, к 2015 году общий мировой парк потребителей составит около 50 млн. единиц техники. Россия не остается в стороне от этой тенденции. По мере развития и изменения существующих систем GPS и ГЛОНАСС, появления таких новых систем, как Галилео, широкозонных дополнений WAAS (Wide Area Augmentation System), EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) и MSAS (Multifunctional Transport Sateleite Augmentation System), а также региональных и локальных дифференциальных подсистем, возникает необходимость учёта погрешностей, оказывающих влияние на точность координатно-временных определений объектов различного назначения в конкретно заданном регионе. В таблице 1 приведены среднеквадратические отклонения (СКО) основных источников ошибок определения псевдодальности [1]. Из данных, представленных в таблице 1, видно, что ионосфера являясь диспергирующей средой, вносит значительную ошибку в суммарную погрешность при определении псевдодальности вдоль луча распространения сигнала от спутника до приёмного устройства потребителя.

Таблица 1. СКО основных источников ошибок определения псевдодальности.

Источники ошибок	С/А-код	Р-код
Селективный доступ	24м	0м
Ионосфера	7м	2,25м
Тропосфера	0,7м	1,95м
Многолучёвость	1,2м	1,2м
Шумы приёмника	1,5м	1,45м
Погрешности координатно-временного обеспечения НКА	3,6м	5,4м
Общая	25,3м	6,5м

Поэтому учёт влияния ошибок, связанных с особенностями распространения радиоволн через ионосферу земли, является на сегодняшний день одной из актуальнейших задач, над которой в настоящее время работают множество специалистов, заинтересованных в увеличении потенциальной точности координатных определений рассматриваемых систем.

При проведении одночастотных измерений в аппаратуре потребителей СРНС GPS для компенсации ионосферных ошибок в настоящее время используется модель Klobuchar [2], которая позволяет прогнозировать величину регулярной составляющей ПЭС со средней погрешностью 30–50 % в зависимости от геофизических условий. В отечественной же СРНС ГЛОНАСС компенсация ионосферной погрешности как таковой не производится вообще. Глобальные модели ионосферы, такие как модель широкозонной дифференциальной системы WAAS, модели GIM (Global ionosphere maps)

службы IGS и др. [3] широко используются для обеспечения функционирования радиотехнических систем различного назначения (спутниковых радионавигационных систем, спутниковых альтиметров, систем радиолокации космических объектов и др.). Они позволяют примерно с такой же точностью, как и модель Klobuchar [2], прогнозировать состояние ионосферы, но являясь глобальными, они не позволяют достаточно объективно отражать распределение ПЭС в рассматриваемом регионе.

В настоящей работе для повышения точности ионосферного прогнозирования предлагается модель пространственно-временного распределения ПЭС с адаптивной структурой, использующая результаты текущего зондирования ионосферы с помощью системы измерительных устройств СРНС GPS/ГЛОНАСС. Адаптация модели к текущему состоянию ионосферы производится путём изменения спектра аппроксимирующих функций по результатам текущих измерений ПЭС, которые выполняются сетью двухчастотных приёмников GPS/ГЛОНАСС, постоянно функционирующей в рассматриваемом регионе. На основе экспериментальных данных производится оценка точности предлагаемой модели.

2. АДАПТИВНАЯ РЕГИОНАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ

Хорошо известны модели пространственно-временного распределения ионосферных параметров, основанные на разложении поля в ряд по системе каких-либо взаимно-ортогональных функций, например, сферических гармоник [4]. При этом зависимость ионосферных параметров от координат в фиксированный момент времени представляется в виде ряда

$$F(\varphi, \lambda) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n (q_n^m \cdot \sin m\lambda + h_n^m \cdot \cos m\lambda) \cdot P_n^m(\cos \theta), \quad (1)$$

где $\theta = 90^\circ - \varphi$, φ – широта, λ – долгота, $F(\varphi, \lambda)$ – вычисленное значение ионосферного параметра, q_n^m и h_n^m – коэффициенты разложения, $P_n^m(\cos \theta)$ – присоединённые функции Лежандра в нормировке Шмидта [4]. Коэффициенты разложения q_n^m и h_n^m определяются по методу наименьших квадратов из условия минимума выражения

$$\delta = \sum_{i=1}^J \left[\tilde{F}(\varphi_i, \lambda_i) - F(\varphi_i, \lambda_i) \right]^2, \quad i = 1, 2, 3, \dots, J,$$

где $\tilde{F}(\varphi_i, \lambda_i)$ – значения ионосферного параметра, измеренные сетью датчиков.

В нашем случае измерения ПЭС осуществляется сетью двухчастотных приёмных устройств СРНС GPS/ГЛОНАСС, поэтому система нормальных уравнений, полученных по методу наименьших квадратов, из которой определяются коэффициенты разложения (1), имеет тенденцию быть плохо обусловленной. Плохая обусловленность систем уравнений объясняется неравномерностью и хаотичностью сетки подионосферных точек, на которой задан указанный ионосферный параметр. Конечная длина ряда (1), погрешности измерений ПЭС и ошибки дискретного представления чисел в ЭВМ приводят к тому, что в системе нормальных уравнений правая и левая части задаются с ошибками. Решение таких задач относится к классу некорректных, т.е. решение системы не обладает свойствами единственности, устойчивости и сходимости [5]. Регуляризация решения подобной системы уравнений возможна при ограничении спектра ряда аппроксимирующих функций по какому либо критерию [6]. Выбор критерия ограничения спектра является сложной задачей. Простое ограничение спектра, предлагаемое рядом авторов для регуляризации задачи суммирования рядов [4], в нашем случае не решает проблемы, так как при этом могут быть потеряны гармоники, соответствующие наиболее быстрым возмущениям электронной концентрации и ПЭС. В то же время длина аппроксимирующего ряда не может увеличиваться до бесконечности, поскольку это приведёт к включению в спектр гармоник, не соответствующих реальным вариациям и несущих больше шума, чем полезной информации.

Впервые метод оптимального выбора сферических гармоник по наибольшему вкладу был развит В.М. Мишиным и А.Д. Базаржаповым в [7] применительно к задаче анализа геомагнитных полей. Суть метода заключается в таком выборе спектра ряда сферических гармоник, при котором в аппроксимирующую функцию включаются гармоники, ортогональная проекция которых в заданное число раз превышает уровень погрешностей входных данных. Рассмотрим алгоритм выбора спектра функций, аппроксимирующих поле ПЭС. Обозначим произведение $P_n^m(\cos\theta)$ на синусную и косинусную составляющие через G_k и соответствующие им коэффициенты q_n^m и h_n^m через d_k .

Положим $F_{(1)i} = \tilde{F}(x_i), i = 1, 2, \dots, N$. На первом этапе среди всех сферических гармоник G_k , входящих в исходный ряд длиной R_0 $\{G_k, k = 1, 2, \dots, R_0\}$, определим функцию $G_{(1)}$, обеспечивающую максимум ортогональной проекции $\|d_{(1)}^\top G_{(1)}\| = \|d_{(k)}^\top G_{(k)}\|_{\max}$, где $d_{(1)}^\top = \frac{(F_{(1)}, G_{(1)})}{(G_{(1)}, G_{(1)})}$.

После этого вычислим остаток $F_{(2)i} = F_{(1)i} - d_{(1)}^i G_{(1)i}$. Ищем вторую функцию $G_{(2)}$, обеспечивающую максимум ортогональной проекции. Тогда

$d_{(2)}^i = \frac{(F_{(2)}, G_{(2)})}{(G_{(2)}, G_{(2)})}$. Вычисляем остаток: $F_{(3)i} = F_{(2)i} - d_{(2)}^i G_{(2)i}$. Аналогично

выбираем последующие функции $G_{(m)}$ и

остатки: $F_{(m+1)} = F_{(m)} - d_{(m)}^i G_{(m)}$, $m = 3, 4, \dots$, где $d_{(m)}^i = \frac{(F_{(m)}, G_{(m)})}{(G_{(m)}, G_{(m)})}$.

Таким образом, предлагаемый алгоритм позволяет перестроить исходную последовательность функций $G_{(k)}$ по степени их значимости при аппроксимации поля значений ПЭС. Процесс поиска $G_{(m)}$ и вычисления $d_{(m)}^i$ и $F_{(m)}$ заканчивается, когда последний из остатков $F_{(m+1)}$ становится сравним с некоторым заданным уровнем $\|F_{(m+1)}\| \leq \varepsilon$ или когда остатки перестают убывать $\|F_{(m)} - F_{(m+1)}\| \leq \delta$. При повторном появлении функции $G_{(m)}$ коэффициент $d_{m,n}^i$ прибавляется к ранее вычисленному, т.е. $d_{(m)}^i = \sum_n d_{m,n}^i$, где n - номер повторного использования $G_{(m)}$.

3. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА

Нами была выполнена оценка точности аппроксимации пространственно-временного распределения ПЭС при адаптации структуры модели к реальным условиям (выборе спектра аппроксимирующих функций) в соответствии с методом наибольших вкладов. Для анализа были выбраны несколько характерных интервалов времени суток магнитоспокойного дня 21 января 2000 года, близких к местным полуночи с 08:00 до 10:00 UT (00:00-02:00 LT), восходу Солнца с 15:00 до 16:00 UT (07:00-08:00 LT) и полуночи с 19:00 до 20:00 UT (11:00-12:00 LT). Использовались данные GPS приёмных пунктов ARGU, BBRY, DSSC, MVFD, MONP, SMYC, GOL2, VNPS, WMAP и SPK1, входящих в сеть IGS. Схема расположения которых представлена на рисунке 1.

Величина ПЭС на луче «приемный пункт-ИСЗ» определялась нами в соответствии с известным выражением по измерениям фазовых задержек навигационного сигнала на двух рабочих частотах системы GPS

$$\tilde{F}(\varphi, \lambda) = I = \frac{1}{40,308} \cdot \frac{f_1^2 \cdot f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot (L_1 \cdot \lambda_1 - L_2 \cdot \lambda_2 + K_n + \delta L \cdot \lambda),$$

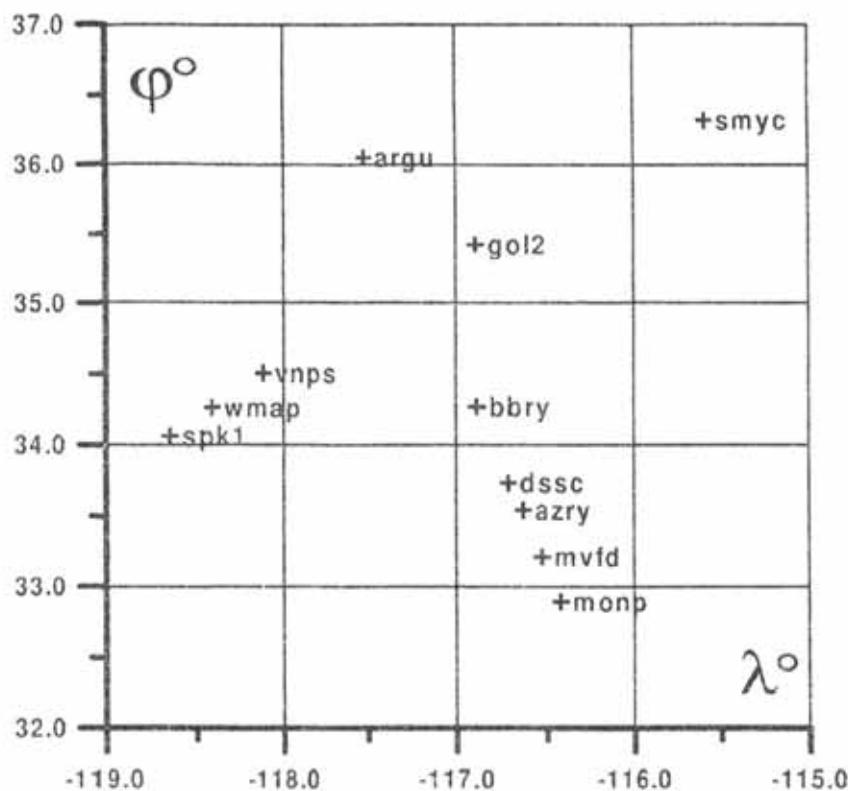


Рисунок 1. Схема расположения GPS приёмных станций.

где L_1, L_2 – числа оборотов фазы радиосигнала навигационного спутника, полученные при его распространении по трассе спутник–наземная измерительная станция, на двух когерентно-связанных частотах $f_1 = 1575.42$ МГц и $f_2 = 1227.6$ МГц; $L_1\lambda_1, L_2\lambda_2$ – фазовые пути радиосигнала навигационного спутника; $\delta L\cdot\lambda$ – аппаратурные погрешности определения фазовой дальностей до навигационного спутника; $K_n = (\lambda_1 \cdot N_{f1} - \lambda_2 \cdot N_{f2})$, где $N_{f1,2}$ – неизвестное начальное целое число оборотов фазы (фазовая неоднозначность) на частотах f_1 и f_2 между навигационным спутником и наземным измерительным пунктом. Определение фазовой неоднозначности выполнялось по результатам совместной обработки измерений фазовых и групповых путей навигационного радиосигнала [8].

Спектр аппроксимирующих функций определялся по измерениям ПЭС на узловых станциях ARGU, MONP, SMYC, SPK1 и ARGU, BBRY, GOL2, VNPS. Соответственно оценки среднеквадратической погрешности (σ) аппроксимации ПЭС выполнялись путём сравнения модельных значений ПЭС с измеренными на контрольных пунктах, значения которых не участвовали в оптимальном выборе спектра сферических гармоник, т.е. являлись независимыми.

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\tilde{F}(\varphi_i, \lambda_i) - F(\varphi_i, \lambda_i)]^2},$$

где $\tilde{F}(\varphi_i, \lambda_i)$ – значения ПЭС, измеренные на контрольном пункте; $F(\varphi_i, \lambda_i)$ – модельные значения ПЭС; N – количество 30-секундных отчетов измерений ПЭС за рассматриваемый интервал времени.

В таблице 2 представлены результаты восстановления значений ПЭС на выбранных контрольных GPS станциях, находящихся внутри зоны, ограниченной узловыми станциями ARGU, MONP, SMYC, SPK1. Из анализа данных, представленных в таблице, видно, что средняя точность аппроксимации составляет для ночного интервала 0,05 м, для утреннего и полуденного интервала 0,08 м и зависит от среднего расстояния между узловыми и контрольными станциями.

Таблица 2. Среднеквадратическая погрешность ошибок восстановления значений ПЭС на контрольных GPS станциях.

Наименование узловых GPS станций	Наименование контрольных GPS станций	Среднеквадратическая погрешность σ (м)			Среднее расстояние между станциями (km)
		00-02 LT	07-08 LT	11-12 LT	
ARGU	GOL2	0,0316	0,051	0,078	187,286
	BBRY	0,044	0,068	0,066	196,394
	VNPS	0,0412	0,059	0,063	198,329
	MONP	0,049	0,062	0,076	207,186
	SMYC	0,055	0,093	0,074	213,002
	SPK1	0,061	0,104	0,078	220,719
	MVFD	0,068	0,122	0,091	234,557

В таблице 3 представлены результаты восстановления значений ПЭС для станций, находящихся за пределами зоны, ограниченной узловыми приёмными станциями ARGU, BBRY, GOL2, VNPS. Из анализа данных, представленных в таблице, видно, что средняя точность аппроксимации составляет для ночного интервала 0,06 м, для утреннего 0,10 м и полуденного интервала 0,09 м и также зависит от среднего расстояния от узловых до контрольных станций. Как видно, точность аппроксимации в первом случае немного больше, чем во втором, что позволяет сделать вывод о существовании пространственной зависимости от геометрического расположения узловых и контрольных станций.

Таблица 3. Среднеквадратическая погрешность ошибок восстановления значений ПЭС на контрольных GPS станциях.

Наименование узловых GPS станций	Наименование контрольных GPS станций	Среднеквадратическая погрешность σ (m)			Среднее расстояние между станциями (km)
		00-02 LT	07-08 LT	11-12 LT	
	WMAP	0,053	0,0436	0,066	145,977
	DSSC	0,061	0,123	0,076	168,102
ARGU	SPK1	0,0592	0,0458	0,091	174,373
BBRY	AZRY	0,0663	0,135	0,084	189,669
GOL2	SMYC	0,052	0,055	0,083	223,343
VNPS	MVFD	0,0735	0,154	0,102	225,78
	MONP	0,0812	0,172	0,109	261,313

В среднем точность восстановления значений ПЭС при использовании метода восстановления ПЭС по наибольшему вкладу составляет 0,08 м для магнитоспокойного дня 21 января 2000 года. Применение метода наименьших квадратов при восстановлении значений ПЭС в заданном регионе приводит к тому, что ошибки аппроксимации резко, до нескольких десятков раз, возрастают. Причины такого взрывного возрастания рассмотрены выше. Таким образом, применение метода выбора сферических гармоник по наибольшему вкладу позволяет регуляризовать решение за счёт включения в ряд только тех гармоник, которые наилучшим образом отражают поле значений ПЭС. Известно, что для описания регулярной составляющей ионосфера нет необходимости значительно увеличивать длину аппроксимирующего ряда, поэтому в работе спектр сферических гармоник ограничивался длиной $m = n = 20$. При меньшей длине ряда точность аппроксимации ухудшается. При увеличении длины ряда от $m = n = 20$ до $m = n = 30$ точность аппроксимации практически не меняется. Дальнейшее увеличение длины ряда приводит к ухудшению точности аппроксимации.

Результаты работы позволяют сделать вывод о том, что модель пространственно-временного распределения ПЭС с адаптивной структурой—выбором спектра аппроксимирующих функций для заданных геофизических условий по методу наибольших вкладов, имеет ряд преимуществ перед известными моделями с жестко заданным спектром. Предлагаемый метод позволяет уменьшить длину аппроксимирующего ряда за счет включения в него тех сферических гармоник, которые соответствуют реальным составляющим вариаций ПЭС. Это упрощает реализацию модели в программно – алгоритмическом обеспечении радиотехнических систем и

комплексов. При этом улучшается обусловленность системы нормальных уравнений, повышается устойчивость ее решений и, соответственно, улучшается точность аппроксимации анализируемого поля. Таким образом, модель полного электронного содержания с выбором спектра аппроксимирующих функций по их наибольшему вкладу может быть использована для компенсации ионосферных ошибок при обеспечении высокоточных радиотехнических координатно-временных измерений, а также в качестве модели, компенсирующей ионосферную ошибку определения псевдодальности для одночастотной аппаратуры приёмников СРНС ГЛОНАСС.

Авторы благодарят В.М.Мишина за проявленный интерес, ценные консультации и содействие в выполнении данной работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Соловьёв Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. – 267 с.
2. Котяшкин С.И. Определение ионосферной задержки сигналов в одночастотной аппаратуре потребителей спутниковой системы навигации NAVSTAR// Зарубежная радиоэлектроника 1989. №5. – С.85-95.
3. Mannucci A.J., Wilson B.D., Yuan D.N., Lindgwister U.J., and Runge T.F. Global monitoring of ionospheric total electron content using the IGS network // IGS worksh. Proc., 1995.– P.49-56.
4. Чернышев О.В., Васильева Т.Н. Прогноз максимально применимых частот. М.: Наука, 1973. – 289 с.
5. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1986. – 257 с.
6. Ланциш К. Практические методы прикладного анализа. М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1961. – 327 с.
7. Базаржапов А.Д., Матвеев М.И., Мишин В.М. Геомагнитные вариации и бури. Новосибирск.: Наука, 1979. – 244 с.
8. Afraimovich E.L., Chernukhov V.V. and Demyanov V.V. The updated ionospheric delay model to improve the performance of GPS singlefrequency receivers// Radio Sience, Vol. 35, №1, 2000. – P. 257-259.

УДК 629.7.058.4

ОПТИМИЗАЦИЯ УСЛОВИЙ НАВИГАЦИОННОГО СЕАНСА НА ОСНОВЕ СИНТЕЗА АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ВС ПО КУРСУ

Ерохин В.В., Слепченко А.П.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)*

Рассматриваются возможности повышения точности навигационно-временных определений за счет управления движением ВС по курсу. Показано, что организация оптимального маневрирования по курсу ВС объектов сети ССОД с целью улучшения условий навигационного сеанса позволяют существенно повысить точность навигационных определений.

Авиационный транспорт является одним из важнейших компонентов транспортной системы России. Доля пассажирских и грузовых перевозок, осуществляемых авиационным транспортом, в последние десятилетия неуклонно повышается и достигает до 50% в районах Сибири, Севера и Дальнего Востока, которые, в свою очередь, и в совокупности составляют около 70% территории страны. Так, в докладе руководителя Федерального агентства воздушного транспорта Г.К.Курзенкова на расширенном заседании коллегии Росавиации 5 марта 2009 г. по итогам работы за 2008 год и планам на 2009 год отмечено, что в 2008 году отечественными авиаперевозчиками перевезено 49,8 миллионов пассажиров, что на 10,4% больше чем в 2007 году. Объем перевозок почты и грузов возрос на 6,4% и составил 779 тысяч тонн.

Ввиду высокой стоимости и повышенной опасности, связанных с природой авиационного транспорта, с одной стороны, и необходимостью обеспечения требуемой регулярности воздушных перевозок в условиях все возрастающей интенсивности воздушного движения, с другой стороны, на авиационном транспорте традиционно уделяется особое внимание вопросам эффективности его использования при обеспечении заданного уровня безопасности полетов. Это определяет высокие требования качеству навигационного обеспечения полетов и обуславливает необходимость постоянного совершенствования навигационного оборудования.

Наиболее перспективным направлением в настоящее время является создание интегрированной аппаратуры, обладающей всеми достоинствами комплексных систем, но выгодно отличающейся от них за счет широкого использования единой технологической базы и единого конструкторского исполнения. Использование концепции интегрированных комплексов позволит значительно улучшить массогабаритные характеристики бортового

оборудования воздушного судна (ВС), существенно увеличить эффективность его применения, снизить энергопотребление и повысить надежность [1].

Ярким примером реализации данной концепции является синхронная система обмена данными (ССОД). Принципы, заложенные в основу её построения, помимо задач обмена данными позволяют организовывать решение ряда навигационных задач ВС - абонента ССОД в локальной (местной) системе координат с высоким качеством. В этом аспекте применения ССОД является органичным дополнением общей комплексной системы навигации и служит основной подсистемы относительной навигации. Сочетание возможностей ССОД и принципов относительной навигации позволяет существенно повысить точность навигационных определений ВС.

По принципу обмена сообщениями ССОД является синхронной системой, в которой каждый объект излучает свои сигналы в определенные, известные заранее всем объектам моменты времени. Такая организация работы позволяет любому из объектов ССОД, зафиксировав с высокой точностью момент прихода сообщения, переданного другим объектом (навигационной опорной точкой НОТ), измерить задержку распространения сигнала, т.е. псевдодальность до НОТ.

Совокупность измеренных объектом псевдодальностей позволяет при условии знания (из принятых сообщений или известных заранее) координат передающих объектов на основе псевдодальномерного способа или организованного с помощью специальных процедур (например, процедуры активной синхронизации RTT) дальномерного способа определить свое местоположение в локальной (местной) системе координат (ЛСК), а также смещение своей временной шкалы относительно системной. Ошибка в определении псевдодальностей до НОТ абонентов ССОД обуславливает ошибку в определении координат определяющегося абонента [2]. Это обуславливает существенную зависимость точности определения координат абонентов ССОД от условий навигационного сеанса, т.е. взаимное расположение источников навигационной информации и абонента потребителя. Таким образом, ССОД является многопозиционной радиотехнической системой, использующей для определения координат метод линий положения.

Точность оценки местоположения ВС позиционным методом определяется соотношением [2]

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}}{\sin \alpha_M}, \quad (1)$$

где σ_r – среднеквадратическая радиальная погрешность определения местоположения ВС; σ_1 и σ_2 – среднеквадратические ошибки (СКО), характеризующие погрешности измерения линий положения (линий равных дальностей до НОТ); α_M – угол пересечения линий положения (линий дальности).

Характеристикой, учитывающей влияние взаимного положения НОТ и определяющегося ВС в многопозиционной радиотехнической системе, является коэффициент геометрии K_r [2].

$$K_r = \left(\text{tr}[(H^T H)^{-1}] \right)^{-1/2}, \quad (2)$$

где H - матрица направляющих косинусов линий дальности ВС-НОТ в ЛСК.

Коэффициент геометрии K_r может быть представлен в другом виде

$$K_r^2 = K_{r,n}^2 + K_{r,v}^2, \quad (3)$$

где $K_{r,n} = [\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2]^{1/2} / \sigma_{\text{dav}}$; $K_{r,v} = \sigma_v / \sigma_{\text{dav}}$ - пространственный и временной коэффициенты.

Пространственный коэффициент геометрии, в свою очередь, можно разделить на две составляющие, характеризующие точность определения положения абонента в горизонтальной и вертикальной плоскостях

$$K_{r,H}^2 = K_{r,r}^2 + K_{r,v}^2, \quad (4)$$

где $K_{r,r} = [\sigma_x^2 + \sigma_y^2]^{1/2} / \sigma_{\text{dav}}$; $K_{r,v} = \sigma_z / \sigma_{\text{dav}}$ - горизонтальный и вертикальный коэффициенты.

В задачах оценивания вектора состояния динамических систем, к которым относятся и объекты, взаимодействующие в сети ССОД, в качестве характеристики точности используется «мера наблюдаемости» [3].

$$\Gamma = H^T H \Delta t, \quad (5)$$

Чем больше величина $\det(H(u)^T H(u))$, тем выше обусловленность матрицы Γ , и следовательно – точность оценки координат ВС. Мера наблюдаемости функционально связана с геометрией системы через геометрический фактор (2).

Для обеспечения наилучших точностных характеристик определения координат определяющегося ВС возникает задача управления условиями навигационного сеанса. Эта задача может быть решена с использованием методов теории оптимального управления [4].

Введем m -мерный вектор управления $\bar{u} = (u_1, u_2, \dots, u_m)^T$, под которым будем полагать вектор управления динамикой ВС или ВС-НОТ, где m -число ВС-НОТ (ВС), размещение которых подлежит оптимизации, u_i - вектор управления i -ой ВС-НОТ (ВС). В качестве показателя качества системы примем максимум «меры наблюдаемости» (5) в определенных точках траектории ВС. В этом случае решающее правило оптимального управления ВС примет следующий вид

$$\hat{\bar{u}} = \arg \max (\det(H(\bar{u})^T H(\bar{u}))), \quad (6)$$

где $H(\bar{u})$ - матрица направляющих косинусов, зависящая от вектора управления \bar{u} .

Для нахождения оптимального управления целесообразно воспользоваться градиентным методом [5] (позволяет значительно ускорить процесс нахождения оптимального управления по сравнению с переборным методом).

Проведем исследование точности навигационно-временных определений ВС относительно совокупности ВС-НОТ. Рассмотрим взаимодействие ВС и ВС-НОТ представленное на рисунках 1 и 2. Совокупность ВС ВС-НОТ, образующих сеть абонентов относительной навигации ССОД, движутся в произвольно установленной локальной системе координат на удалении друг от друга. ВС №1 выполняет навигационно-временные определения НВО по двум НОТ (ВС-НОТ №1, ВС-НОТ №2). Каждая НОТ с заданной точностью определяют свои координаты в локальной системе координат. На рисунке 1 представлена ситуация при которой относительное движение ВС и ВС-НОТ неизменно. На рисунке 2 рассмотрен случай оптимального управления по курсу определяющемуся ВС.

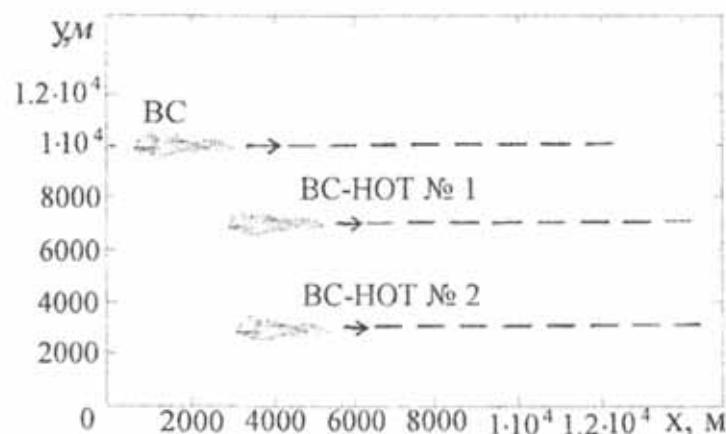


Рисунок 1. Движение ВС по неизменной траектории.

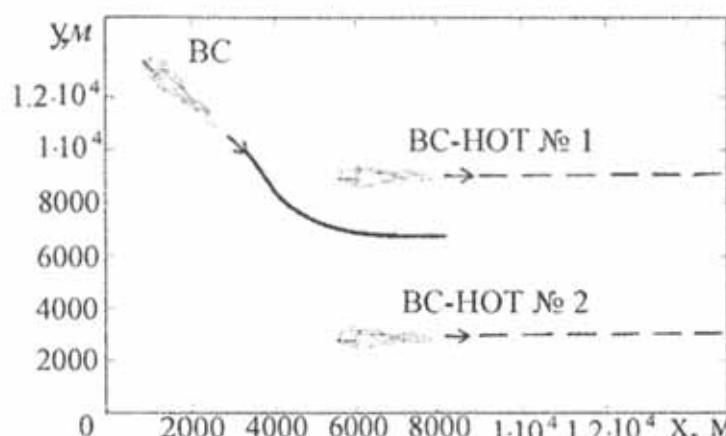


Рисунок 2. Оптимальное управление траекторией ВС по курсу.

На рисунках 3, 4, 5, 6 и 7 представлены изменение ошибки определения плановых координат (координата Y), «меры наблюдаемости», горизонтального геометрического фактора, СКО радиальной погрешности определения плановых координат и динамика управляющей функции U ($U = \sin \lambda$ где λ - курс ВС) при перемещении ВС для рассматриваемых ситуаций.

Из анализа полученных результатов видим, что наблюдаемость координат при организации оптимального управления по курсу ВС увеличилась. Повысилась точность определения местоположения ВС, следовательно, можно сделать вывод о целесообразности оптимального управления траекторией движения ВС в целях улучшения условий навигационного сеанса.

Рассмотрим взаимодействие ВС и ВС-НОТ представленное на рисунках 8 и 9. От предшествующих ситуаций они отличаются добавлением в сеть ССОД дополнительной ВС-НОТ.

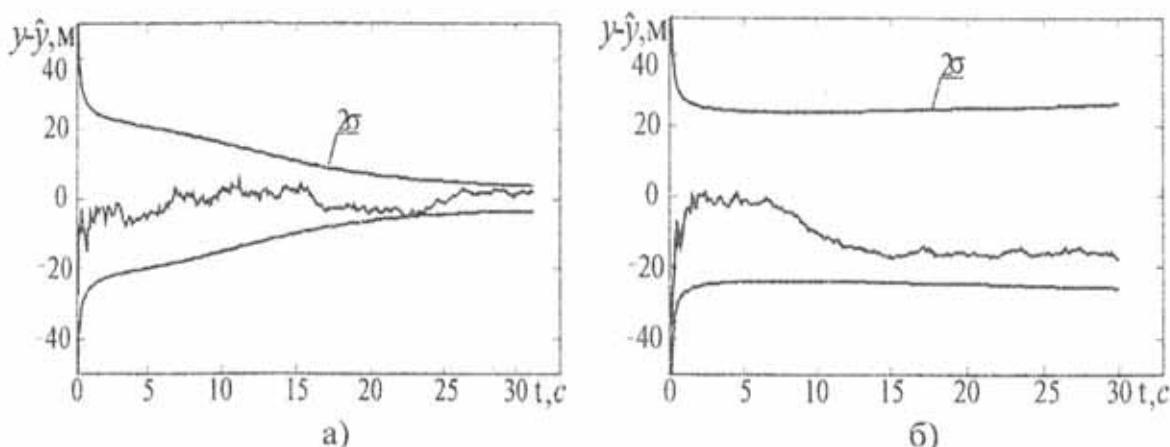


Рисунок 3. (а) Движение ВС по неизменной траектории; (б) оптимальное управление траекторией ВС по курсу.

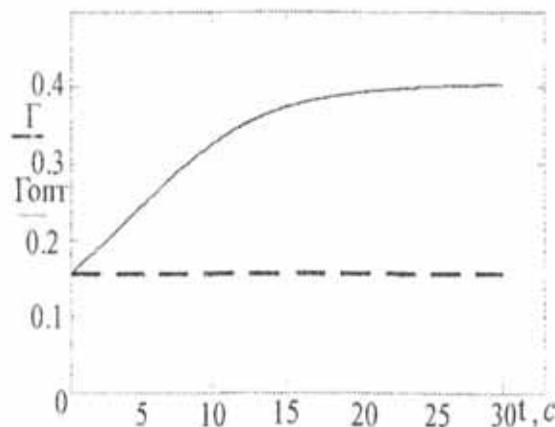


Рисунок 4.

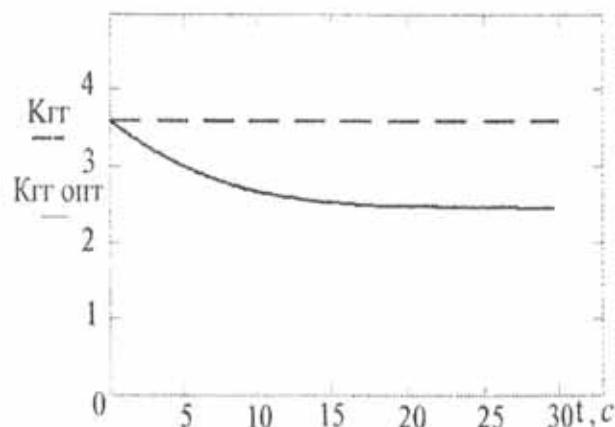
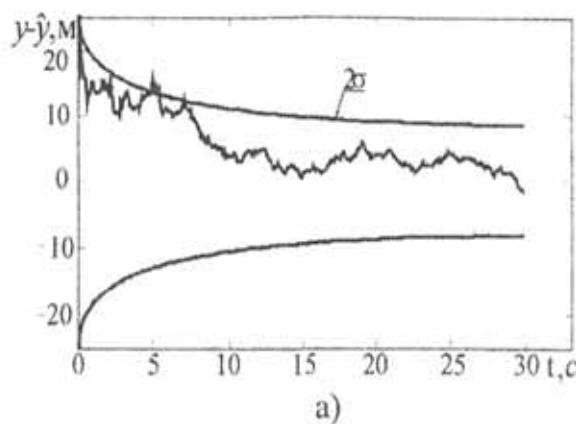
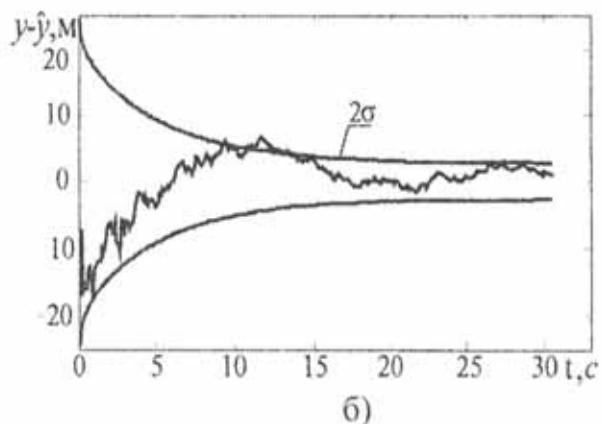


Рисунок 5.



a)



б)

Рисунок 10. (а) Движение ВС по неизменной траектории б) оптимальное управление траекторией ВС по курсу.

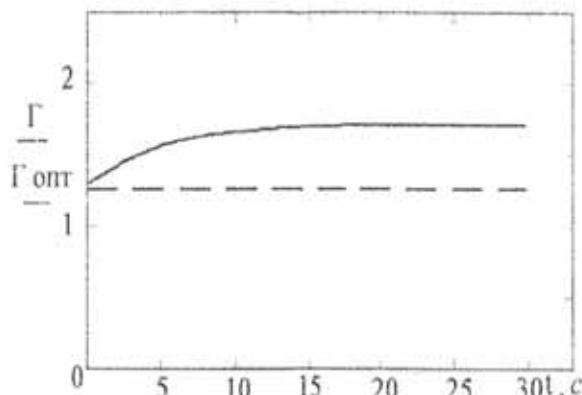


Рисунок 11.

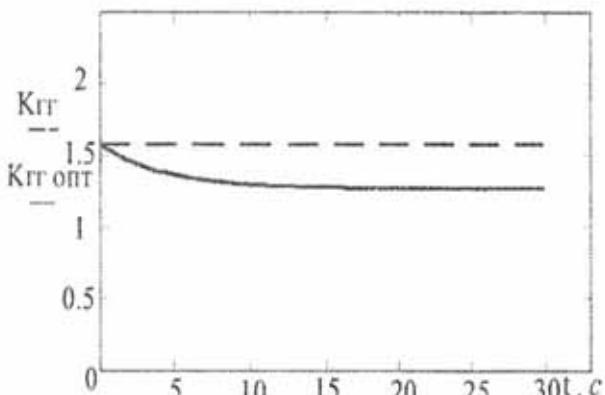


Рисунок 12.

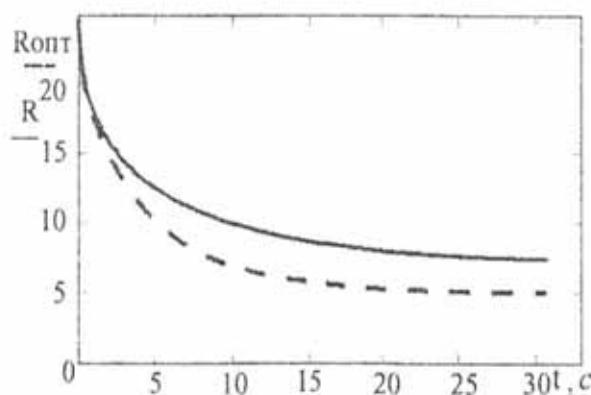


Рисунок 13.

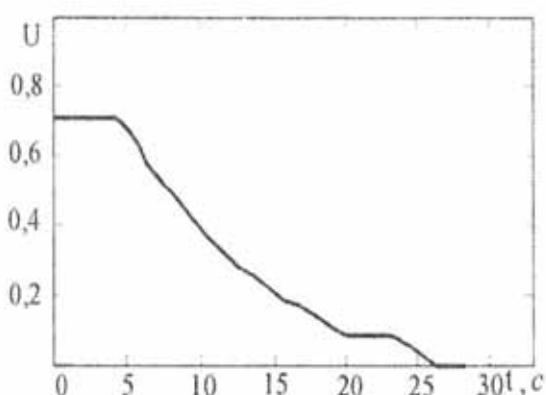


Рисунок 14.

Из представленных результатов следует, что увеличение числа НОТ приводит к повышению точности навигационных определений определяющегося ВС. Организация оптимального маневрирования ВС в целях улучшения условий навигационного сеанса позволяет получить определенный выигрыш в точности. Однако эффект от маневрирования менее выражен чем в случае ограниченного числа НОТ.

Результаты проведенных исследований показывают, что организация оптимального маневрирования по курсу ВС объектов сети ССОД с целью улучшения условий навигационного сеанса позволяют существенно повысить точность навигационных определений. Наибольший выигрыш от маневрирования наблюдается при ограниченном числе наблюдаемых НОТ. При избыточном числе НОТ целесообразно с решением задачи оптимизации взаимного размещения объектов ССОД решать задачу выбора оптимального созвездия НОТ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Скрыпник О.Н. Теоретические основы радионавигации: Учебное пособие. ИВВАИУ (ВИ), 2006.– 292с.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования/ Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 3-е перераб.- М.: Радиотехника, 2005. – 688 с.
3. Карапетян Р.М. Алгоритмы оценки качества и синтеза линейных систем управления. Рига: 1989. – 52с.
4. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. Оптимальное управление системами. М.: Радио и связь, 1982.– 392с.
5. Гуткин Л.С. Оптимизация радиоэлектронных устройств по совокупности показателей качества. М.: «Сов. Радио», 1975.– 368с.

УДК 510.51

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ СОСТАВЛЕНИЯ РАСПИСАНИЙ

Богданович Д.В.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
denis.bogdanovich@gmail.com*

Зиянгиров А.Д.
*ОАО «Сибтелеинформ»
a.ziyangirov@gmail.com*

С использованием генетического алгоритма решается задача планирования занятий в учебных заведениях. Рассмотрен генетический алгоритм, основанный на матричном представлении исходной информации, и адаптированных к данному виду генетических операторах.

1. ВВЕДЕНИЕ

Составление расписаний является универсальной задачей, решаемой при планировании работ на промышленных предприятиях и сроков поставок в логистике, составлении графиков взлета и посадки воздушных судов в аэропортах и пр. Важность решения данного класса задач делает их актуальными для широкого спектра практических применений [1-3].

Для высших учебных заведений актуальной задачей является составление расписания учебного процесса, решение которой позволяет эффективно использовать имеющийся аудиторный фонд, обеспечивая комфортность обучения студентов и работы преподавателей. Расписание занятий должно удовлетворять ряду общепринятых требований и критерии, которые, однако, для разных учебных заведений могут содержать свои особенности.

Сложность решения задачи составления расписания экспоненциально возрастает с ростом числа варьируемых переменных и их значений. Такие задачи относятся к классу NP-сложных задач [4], для которых характерно наличие больших объемов разнородной информации и трудноформализуемых требований.

Для решения задач подобного рода могут быть использованы генетические алгоритмы (ГА) [5], относящиеся к классу методов эволюционного программирования. Практикуемый в ГА способ описания математических моделей подразумевает символьное кодирование информации о них. «Вектор переменных» играет здесь ту же роль, что и категория «генотип» в биологии. Группировка ключевых параметров в вектор переменных, по существу, придает им статус генетической информации. С одной стороны, ее достаточно для того, чтобы построить сам исследуемый объект, с другой стороны, она служит исходным материалом при генерации генотипов потомков следующего поколения. В процедуре оптимизации новые вектора переменных, имеющие смысл потомков, получаются как результат манипулирования переменными старых векторов. Причем присутствует гипотеза селекции – в качестве родительских всегда выступают лучшие в фенотипическом отношении, а не произвольные потенциальные решения (особи), неудачные решения отбрасывают на текущем шаге.

Механизмы передачи наследственности, действующие в природе, в упрощенной форме заложены в основу генетических операторов. Воздействуя с определенной вероятностью на генотипы родительских особей, генетические операторы обеспечивают передачу потомству жизненно важных признаков и обеспечивают достаточно высокий уровень его изменчивости.

ГА способны довольно быстро сужать область поиска вокруг искомого решения. Однако, в силу стохастической природы поисковой стратегии, доведение решения до заданной точности может занимать продолжительное время. Кроме того, в задачах составления расписаний исходная информация

представляется в виде наборов дискретных элементов нетривиально связанных друг с другом.

В литературе широко представлены методы повышения быстродействия ГА представляющие комбинации последних с «традиционными» методами поиска (метод градиентного спуска, многомерной минимизации и пр.) [6]. В силу специфики рассматриваемой задачи, применение данной комбинации не представляется возможным, поэтому в ряде публикаций производится попытка усовершенствования поисковой стратегии путем модификации генетических операторов [7-9].

В настоящей работе рассмотрен генетический алгоритм составления расписания учебных занятий, основанный на матричном представлении исходной информации, и адаптированных к данному виду генетических операторах.

2. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ СОСТАВЛЕНИЯ РАСПИСАНИЯ УЧЕБНЫХ ЗАНЯТИЙ

В качестве исходной информации при составлении расписания учебных занятий выступают:

1. Множество $D = \{d_1, d_2, \dots, d_{N_d}\}$ дисциплин изучения;
2. Множество $G = \{g_1, g_2, \dots, g_{N_g}\}$ учебных групп;
3. Множество $P = \{p_1, p_2, \dots, p_{N_p}\}$ преподавателей;
4. Множество $A = \{a_1, a_2, \dots, a_{N_a}\}$ имеющихся в распоряжении аудиторий;
5. Множество АС = $\{ac_1, ac_2, \dots, ac_{N_{ca}}\}$ классов аудиторий;
6. Множество $T = \{t_1, t_2, \dots, t_{N_t}\}$ временных интервалов (пар),

где N_d - число дисциплин обучения, N_g - число учебных групп, N_p - число преподавателей, N_a - число аудиторий, N_t - число пар в течение семестра, N_{ca} - число классов аудиторий.

Между данными множествами имеют место однозначные связи, вытекающие из организационной структуры образовательной системы, реализующей учебный процесс. Множества D , G и P в рамках учебного процесса однозначно взаимосвязаны, так как для любой учебной группы g_i строго определена дисциплина d_i , которую ведет преподаватель p_i . Введем множество $Z = \{z_1, z_2, \dots, z_N\}$ занятий, каждый элемент которого имеет вид $z_i = \{d_i, g_i, p_i\}$. Таким образом, речь идет о нахождении распределения элементов $\{a_i, t_j\}$ для каждого z_i наилучшим образом удовлетворяющего требованиям оптимальной организации учебного процесса, реализованным в виде математической модели.

3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФОРМИРОВАНИЯ ФУНКЦИИ ПРИГОДНОСТИ РЕШЕНИЯ

Математической моделью служит следующий набор условий:

1. Набор условий однозначности – каждому элементу из множеств P и G однозначно соответствуют элементы множеств A и T ;
2. Порядок следования занятий – элементы множества D имеют строгий порядок следования;
3. «Окна» – должно быть как можно меньше незанятых временных интервалов между занятиями;
4. Предпочтения преподавателей – наиболее полное выполнение заданного соответствия между элементами множеств P и T .

Функция пригодности возможного решения нормируется на единицу и записывается как

$$f_i = \frac{\sum_{n=1}^N \sum_{m=1}^M C_{nm}}{NM} \leq 1,$$

где C_{nm} – условие m для гена n в геноме, N – число генов, M – число параметров для каждого гена. В данном случае, чем ближе к единице значение f_i , тем более пригодным является возможное решение.

4. ФОРМИРОВАНИЕ ГЕНЕТИЧЕСКИХ ОПЕРАТОРОВ

Наиболее распространенным при решении задач планирования является линейный вид представления кодируемой информации (рисунок 1) [10-13]. В данном случае «хромосома» (набор начальных значений искомых параметров – по сути, возможный вариант расписания) состоит из N позиций, где $N = Дни \times Аудитории \times Часы$. Предлагаемый вид кодировки в виде матрицы представлен на рисунке 2. В данном случае «хромосома» состоит из изменяемой и неизменяемой частей. Неизменяемая часть представляет собой однозначно связанные значения множеств D, P, N . Изменяемая (варьируемая) часть – набор значений множеств A и T , гены которой представляются парами элементов $\{a_i, t_j\}$, причем все элементы могут изменяться независимо друг от друга.

В ГА за поиск решения (особи) обладающей наибольшей функцией пригодности отвечает оператор скрещивания (крессинговера), поэтому эффективность поиска напрямую зависит от его конструкции. Из всего случайнм образом сгенерированного массива возможных решений, оператор кроссинговера отбирает параметры наиболее подходящие под сформулированные условия, конструируя, таким образом, искомое решение.

Матричное представление «хромосомы» позволяет видоизменить оператор кроссинговера. При линейном представлении, каждый ген особи-потомка обладает ровно одной степенью свободы, поскольку может быть заимствован только от одной из родительских особей. В матричном представлении, в общем случае, ген может состоять из нескольких элементов и количество степеней свободы при его формировании будет равным количеству параметров в изменяемой части матрицы, (рисунок 3).

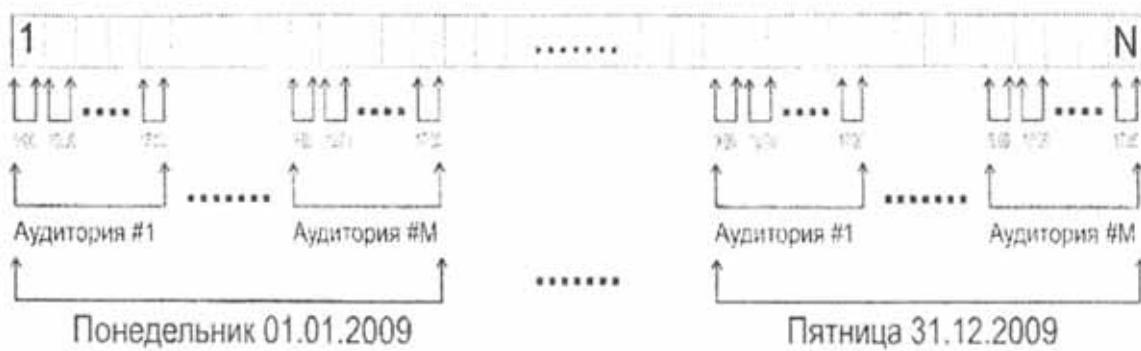


Рисунок 1. Линейный вид представления хромосомы.

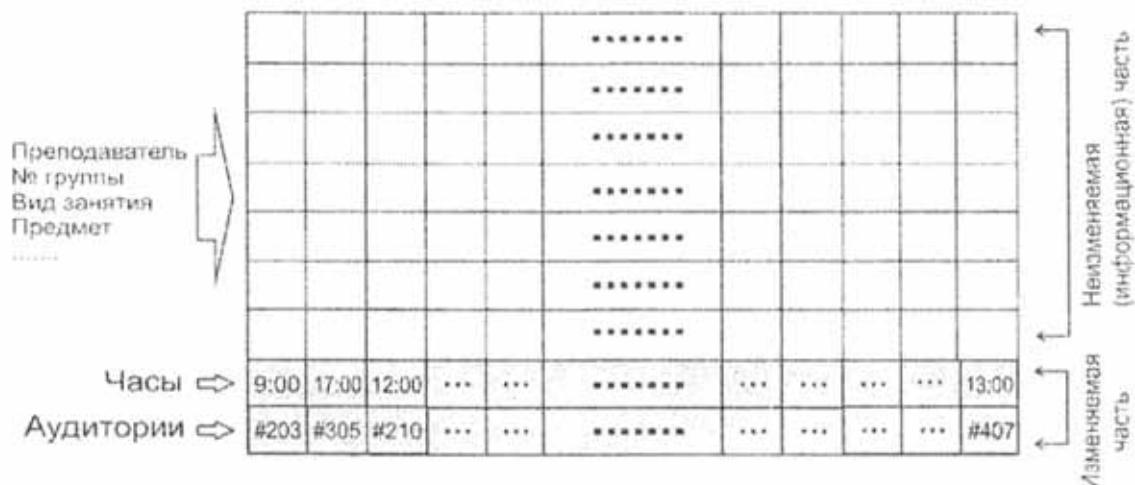


Рисунок 2. Матричный вид кодировки информации.

Особь-родитель #1						Особь-родитель #2					
A11	A12	A13	A14	A15	A16	B11	B12	B13	B14	B15	B16
A21	A22	A23	A24	A25	A26	B21	B22	B23	B24	B25	B26

B11 A12 A13 B14 A15 B16
B21 B22 A23 A24 B25 A26

Особь-потомок

Рисунок 3. Формирование потомка из двух родительских особей с помощью многоточечного оператора кроссинговера (для случая, когда изменяемая часть матрицы состоит из двух наборов изменяемых параметров).

5. РЕЗУЛЬТАТЫ

В работе исследовался процесс поиска решения на примере составления модельного расписания (таблица 1).

Применение матричной кодировки «хромосом» позволило получить прирост скорости роста функции приспособленности, по сравнению с линейным видом (рисунок 4). Преимуществом данного вида кодировки, обусловившим его возросшую эффективность, явилась большая свобода выбора генетической информации для оператора кроссинговера.

Таблица 1. Решение задачи составления модельного расписания.

№	Параметры	Значение
1	Период	170 акад. часов (85 пар)
2	Дисциплины	15 шт.
3	Преподаватели	15 чел.
4	Аудитории	14 шт. (лекционные, для практических занятий)
5	Учебные группы	5 шт. (15 подгрупп)
6	Виды занятий	Лекции, практические занятия
7	Порядок следования дисциплин	Учитывается
8	Точность (по крит. условиям)	99,6 % (за 2000 поколений)

Кроме того, в работе использовался многоточечный оператор кроссинговера [14]. Привлечение дополнительных особей к процессу формирования дочерних решений положительно сказывается на росте функции приспособленности, однако необходимо учитывать то обстоятельство, что существует некое оптимальное число скрещиваемых особей (обусловленное в основном длиной и видом хромосом), при превышении которого эффективность поиска снижается. Для рассмотренной модельной задачи, оптимальным оказалось количество родительских особей $P_N = 8$ (рисунок 5).

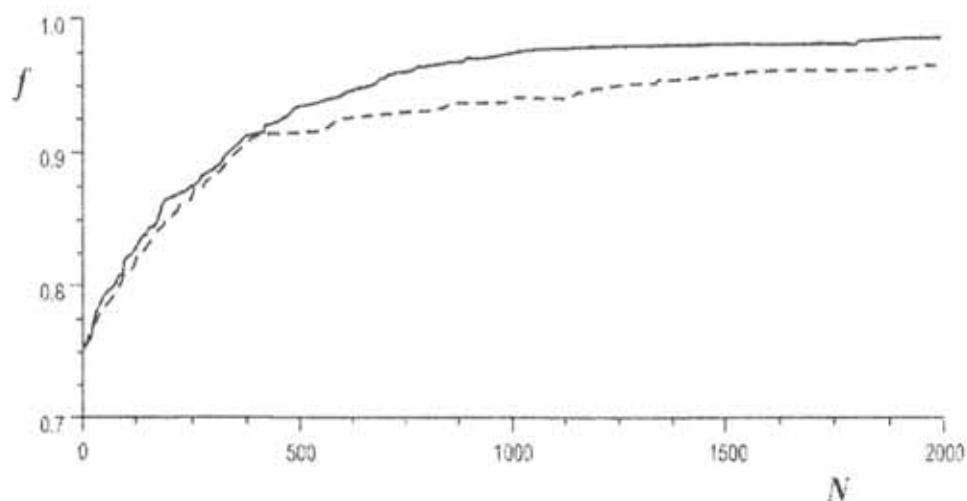


Рисунок 4. Зависимость значений функции приспособленности популяции f от числа поколений N для различных видов кодировки «хромосомы»: штриховая линия – для линейного вида, сплошная – для матричного вида.

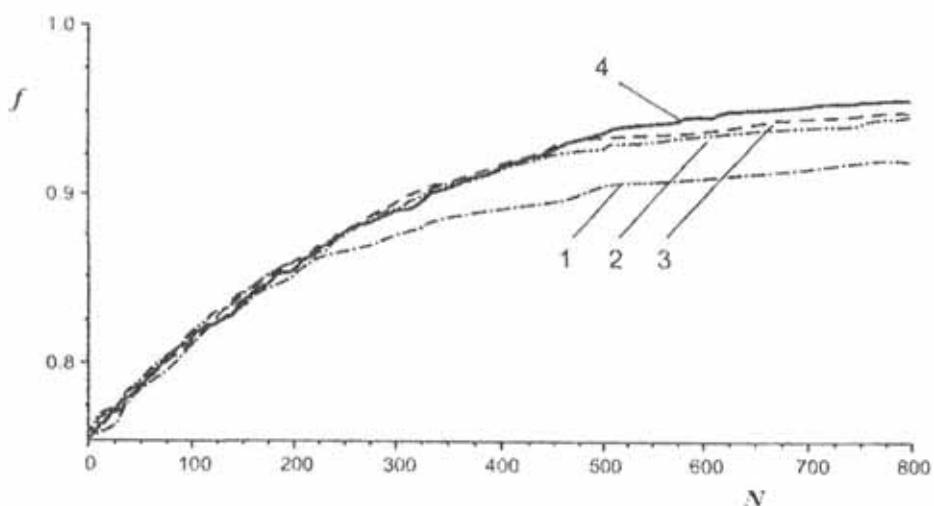


Рисунок 5. Зависимость значений функции приспособленности популяции f от числа поколений N для различного числа родительских особей P_N : (1) $P_N = 2$; (2) $P_N = 7$; (3) $P_N = 9$; (4) $P_N = 8$.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение модифицированных генетических операторов положительно сказывается на скорости сходимости ГА в области решения, однако не позволяет значительно уменьшить время его поиска. В связи с этим, направлением дальнейших исследований, наряду с оптимизацией структуры ГА, является поиск гибридной схемы с «нетрадиционными» методами, использующими другие поисковые стратегии. Так же предполагается развитие математической модели рассмотренной задачи и доказательство ряда утверждений, выведенных эмпирически в данной работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Danis M. Learning Algorithms in Optimization of Project Scheduling in Microsoft Project 2003 – Master's Thesis in Computer Science Stockholm University – 2005.
2. Watson J.-P. at al. Problem difficulty for tabu search in job-shop scheduling // Artificial Intelligence, V. 143 (2), 2003. – P. 189-217.
3. Barbulescu L. at al. Satellite Range Scheduling: A Comparison of Genetic, Heuristic and Local // Lecture Notes in Computer Science, Volume 2439, 2002. – P. 611-620.
4. Fox M.S., Sadeh N. Why is scheduling so difficult? A CSP perspective // Proceedings of the European Conference on Artificial Intelligence, 1990. – P. 754-767.
5. Holland J.H. Adaptation in natural and artificial systems. – Cambridge, MA: The M.I.T. Press, 1975.

6. Богданович Д.В. Минимизация потерь и расчет оптических свойств брэгговских волоконных световодов с полой сердцевиной // Письма в ЖЭТФ, том 86, вып. 4, 2007. – С. 265-269.
7. Коробкин А.А. Использование агрегативного генетического алгоритма для составления расписания учебных занятий ВУЗа // Современные проблемы науки и образования, №6. (приложение "Технические науки"), С. 10. – 2009.
8. Афонин П.В., Кокшагина О.В. Гибридные генетические алгоритмы для задачи составления расписания проекта // Известия ЮФУ: Технические науки. Тематический выпуск «Интеллектуальные САПР». – 2008.
9. Кабальнов Ю.С., Шехтман Л.И., Низамова Г.Ф., Земченкова Н.А. Композиционный генетический алгоритм составления расписания учебных занятий // Уфа: УГАТУ, Вестник УГАТУ Т. 7, №2 (15), 2006. – С. 99-107.
10. Bierwirth C., Mattfeld D. Production Scheduling and Rescheduling with Genetic Algorithms // MIT, Evolutionary Computation 7(1), 1999. – P. 1-17.
11. Chakroborty P. et al. An asexual genetic algorithm for the general single vehicle routing problem // Engineering Optimization, 37(1), 2005. – P. 1-27.
12. Ng W., Mak K. Quay crane scheduling in container terminals // Engineering Optimization, 38(6), 2006. – P. 723-737.
13. Lee D.-H. et al. Quay crane scheduling with handling priority in port container terminals // Engineering Optimization, 40(2), 2008. – P.179-189.
14. Trutsui S. et al. On the effect of multi-parents recombination in binary coded genetic algorithm // Proceedings of the 2nd International Conference on Knowledge-Based Intelligent Electronic Systems (KES-98), Volume 3, 1998. – P. 155-160.

УДК 621.396.24

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ СРНС ГЛОНАСС

Сосновский М.Ю.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
248424@mail.ru*

В работе рассматривается вопрос разработки методики для определения точности позиционирования СРНС ГЛОНАСС на основе материалов, полученных в результате экспериментальных исследований СРНС GPS с применением одночастотного метода измерения координат.

Решение задачи определения ионосферных погрешностей ССН имеет практическую важность не только для навигационного обеспечения ВС ГА в части повышения точности измерения текущих координат, направления и скорости перемещения ВС, но и для авиационных систем связи, использующих ионосферные радиоканалы. Обычно для решения этой задачи проводится анализ параметров сигналов навигационных спутников, прошедших ионосферу с помощью специальных методик, использующих в качестве аппаратного обеспечения двухчастотные приемники.

Для разработки методики определения погрешности позиционирования ССН ГЛОНАСС имеется достаточный объем научно-исследовательских работ, уделяющих много внимания подобным задачам в GPS, поэтому вполне логично будет использовать рабочие материалы, применительно к ГЛОНАСС.

В работе представлена методика определения ионосферных погрешностей ССН с применением одночастотных приемников. Уточним, что речь идет о нерегулярных погрешностях, так как регулярные вариации погрешностей с достаточной точностью могут корректироваться ионосферными моделями. Сформулируем требования к данной методике:

1. Обеспечение необходимой точности определения ионосферной погрешности;
2. Возможность реализации высокого (~1 сек.) разрешения по времени при получении и обработке данных;
3. Возможность оперативного изменения геометрии измерительных пунктов при многопозиционных измерениях;
4. Существенное снижение стоимости измерительных пунктов в сравнении с использованием двухчастотных приемников.

ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ МЕТОДИКИ

Основной функцией приемника является прием и обработка первичных данных (фазы несущей и псевдодальности), содержащихся в навигационных сигналах в виде RINEX (Receiver INdependent Exchange) файлов. Так как первичные данные есть фазовый (точностью до аддитивной константы) или групповой путь сигнала с учетом сдвига часов приемника относительно часов спутника, то в «очищенных» от сдвига часов первичных данных присутствуют ионосферная погрешность, равная разнице между фазовым (групповым) путем и истинной дальностью.

Определим групповой и фазовый пути сигнала выражениями:

$$L_g = \int_A^B \frac{d\ell}{n(\ell)}, \quad L_\phi = \int_A^B n(\ell) d\ell,$$

где AB – траектория луча «спутник-приемник»; $n(\ell)$ – показатель преломления среды в текущей точке траектории, для которого можно использовать выражение

$$n(\ell) = \sqrt{1 - \omega_{pe}^2(\ell)/\omega^2}.$$

Разлагая $n(\ell)$ в ряд по малому параметру, групповой и фазовый пути сигнала можно представить в виде

$$L_g = L_0 + \Delta L, \quad L_\phi = L_0 - \Delta L,$$

где $L_0 = \int_A^B d\ell$ – геометрический путь сигнала; ΔL – малая поправка, равная ионосферной погрешности.

Таким образом, из данных «идеального приемника», определяющего L_g и L_ϕ , можно установить истинное расстояние между приемником и спутником $L_0 = (L_g + L_\phi)/2$ и ионосферную погрешность $\Delta L = (L_g - L_\phi)/2$.

Однако первые же эксперименты показали, что для реального приемника измерения разности вариаций фазового и группового путей малопродуктивны, так как они содержат интенсивный аппаратный шум, маскирующий истинные вариации, связанные с ионосферной погрешностью. Поэтому для определения ионосферной погрешности были использованы измерения относительного фазового пути, так как разность фаз сигналов от двух спутников, принятых одним приемником, сдвига часов приемника уже не содержит. Для спутника с номером k фазовый путь F_k можно представить в виде

$$F_k = R_k - I_k + \delta_k + C_k,$$

где R_k – истинное расстояние до спутника; I_k – ионосферная погрешность, пропорциональная наклонному ПЭС вдоль траектории радиолуча; δ_k – тропосферная погрешность, которая на данном этапе исследований не учитывается; C_k – постоянная для данного сеанса измерений константа.

Измеряя разность фазовых путей для спутников k и j , и зная истинные расстояния до них, можно найти величину

$$I_{kj} = R_k - R_j - F_k + F_j + C,$$

причем C можно определить из начального условия $I_{kj}(t=0)=0$. В текущий момент времени t величина $I_{kj} = I_k - I_j$ представляет собой разностную ионосферную погрешность (РИП) для двух спутников с номерами k и j .

АППАРАТНО-ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ МЕТОДИКИ

Для проведения измерений на территории Иркутского филиала МГТУ ГА были организованы два наблюдательных пункта с вынесенными на крыши учебных корпусов специализированными антеннами, для которых была официально выполнена независимая от ССН геодезическая привязка. В соответствии с отчетом, представленным ООО «Землеустроитель», гарантированная точность координат пунктов в системе СК-42 составляет 0.1

метра. Для преобразования этих координат в систему WGS-84, в которой работает ССН GPS, использовалась специально разработанная программа. В качестве аппаратного обеспечения были выбраны приемники GARMIN GPS MAP 295, адаптированный для использования в качестве бортового оборудования ВС малой авиации и более дешевый GARMIN GPS V. Программное обеспечение осуществлялось комплексом ASYNC/ GAR2RNX, состоящим из двух частей: программы ASYNC_1_23.EXE, которая в режиме реального времени считывает с приемника временной ход различных параметров и сохраняет их в бинарном файле и программы GAR2RNX_1_48.exe, которая в режиме постобработки генерирует из бинарного файла RINEX-файл, содержащий ежесекундные отсчеты псевдодальности и фазы несущей с точностью до постоянного слагаемого. Навигационная задача решалась как с помощью программы MathCAD, так и стандартного пакета MATHEMATICA 5.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРЕГУЛЯРНЫХ ВАРИАЦИЙ ИОНОСФЕРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ССН GPS

Эксперименты по определению ионосферных погрешностей ССН GPS проводились в период с 2006г. по 2008г. в г. Иркутске с использованием одночастотных приемников GARMIN GPS MAP 295 и GARMIN GPS V. Истинное расстояние до спутников определялось в процессе пост-обработки из лазерных измерений координат навигационных спутников GPS по данным международной службы лазерных дальномерных измерений (International Laser Ranging Service – ILRS).

На рисунке 1 представлен временной ход РИП, содержащий в себе регулярный тренд, типичный для большей части наблюдений. Виден характерный временной ход в ожидаемых числовых значениях и без явно выраженных флюктуаций.

Подобная картина наблюдается не всегда. Событие, показанное на рисунке 2, имело место для измерений с участием спутников №2–№13. Отчетливо видно уединенное возмущение РИП длительностью около 5 минут и величиной около 2 метров.

Важно, что аналогичная ситуация проявляется только в измерениях с участием спутника №13. Для иллюстрации на рисунке 3 приведен временной ход РИП для спутников №4–№13.

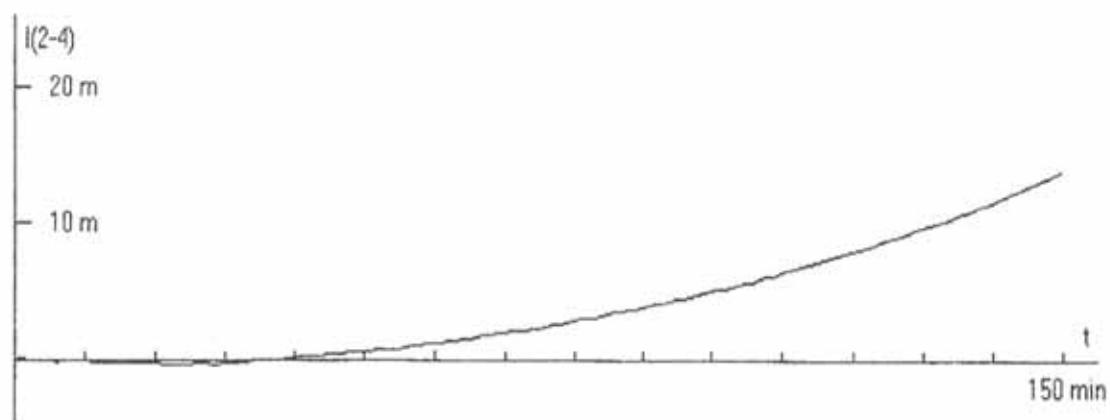


Рисунок 1. Временной ход разностной ионосферной погрешности для спутников №2–№4 без возмущений (17.30÷20.00 LT, 21.12.06г.).

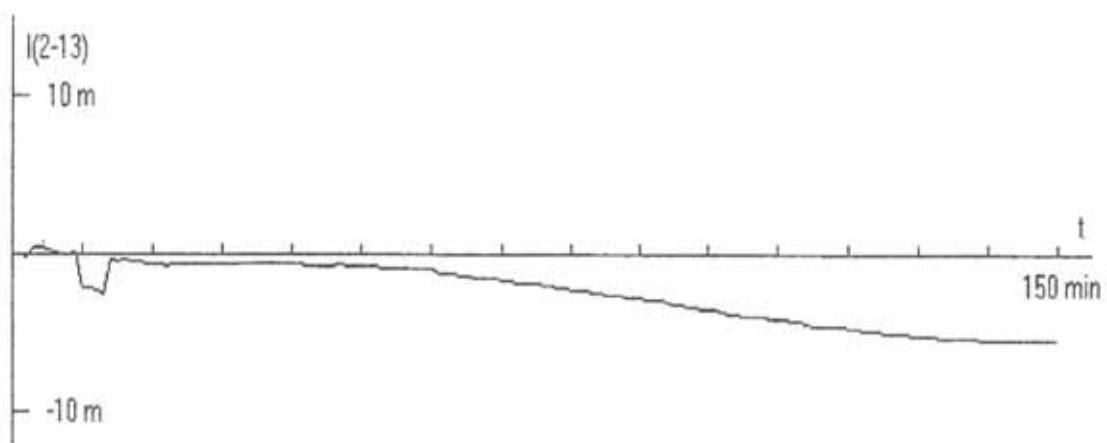


Рисунок 2. Временной ход разностной ионосферной погрешности для спутников №2–№13 с единственным возмущением (17.30÷20.00 LT, 21.12.06г.).

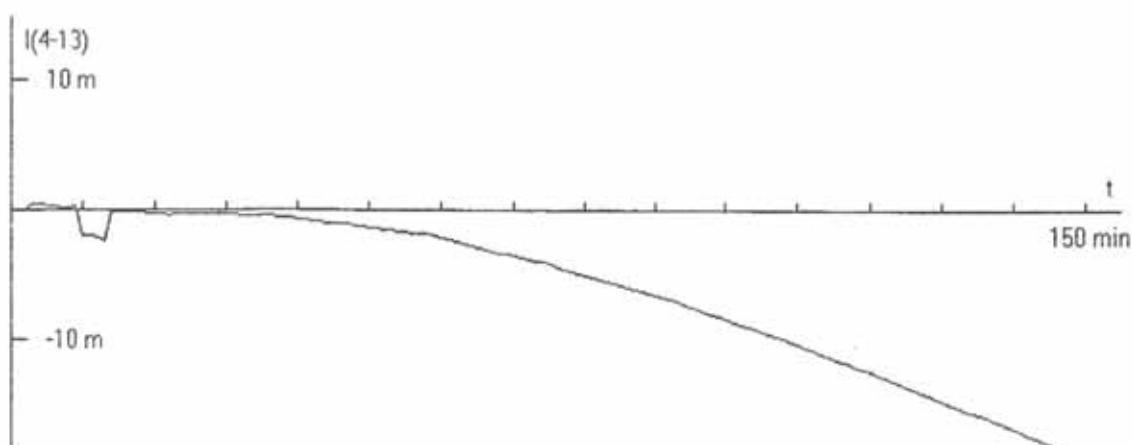


Рисунок 3. Временной ход разностной ионосферной погрешности для спутников №4–№13 с единственным возмущением (17.30÷20.00 LT, 21.12.06г.).

Таким образом, разработанная методика позволяет с уверенностью определять внезапные флуктуации ионосферных погрешностей ССН размером в единицы метров, обусловленных уединенными возмущениями ПЭС.

Представленная методика применима для определения короткопериодических ионосферных погрешностей, обусловленных волновыми процессами в ионосфере. Для доказательства рассмотрим результаты эксперимента, проведенного 29.04.07г. в период 07.30÷09.40 LT. На рисунке 4 (а) приведен временной ход РИП для спутников №6–№29 со слабыми флуктуациями на фоне регулярного тренда. Для выделения флуктуаций была проведена процедура линейного сглаживания по пяти точкам. Удаление тренда выполнялось путем вычитания из исходных данных сглаженных. В результате получены флуктуации РИП «в чистом виде», которые показаны на рисунке 4 (б). Видно, что они имеют явно выраженную периодическую структуру с периодом ~20 мин., что согласуется с наблюдаемым спектром гравитационных волн в ионосфере.

Для доказательства того, что представленные выше результаты не являются следствием аппаратных сбоев, были проведены синхронные измерения РИП на однотипных приемниках GARMIN GPS V в двух разнесенных на 4 километра пунктах с геодезическими координатами:

Пункт №1: $\phi = 52^{\circ}16'32.8''$, $\lambda = 104^{\circ}17'22.2''$, $h = 460.603$ м;

Пункт №2: $\phi = 52^{\circ}15'25.8''$, $\lambda = 104^{\circ}21'22.1''$, $h = 503.182$ м.

Эксперимент проводился 4.04.08г. в период 18.30÷21.16 LT. После получения значений РИП (каждые 30 сек.) с удаленным регулярным трендом (рисунок 5 б), был выполнен расчет коэффициента корреляции (рисунок 6) и произведено преобразование Фурье РИП в пунктах №1,2 на различных временных отрезках для получения их спектра.

Из результатов, представленных на рисунках 5–6 следует, что:

1. Измеренные в экспериментах величины являются ионосферными погрешностями, а не следствием аппаратных сбоев;

2. Процессы, контролирующие ПЭС в точках, соответствующих координатам пунктов №1 и №2, синфазны с коэффициентом корреляции, близким к единице, следовательно, имеет место горизонтальное перемещение флуктуаций ПЭС со скоростью не менее 500 км/ч;

3. АЧХ сигнала имеет основную гармонику с частотой ~4 мГц, что согласуется с временным ходом коэффициента корреляции и означает наличие в ионосфере низкочастотных периодических возмущений ПЭС.

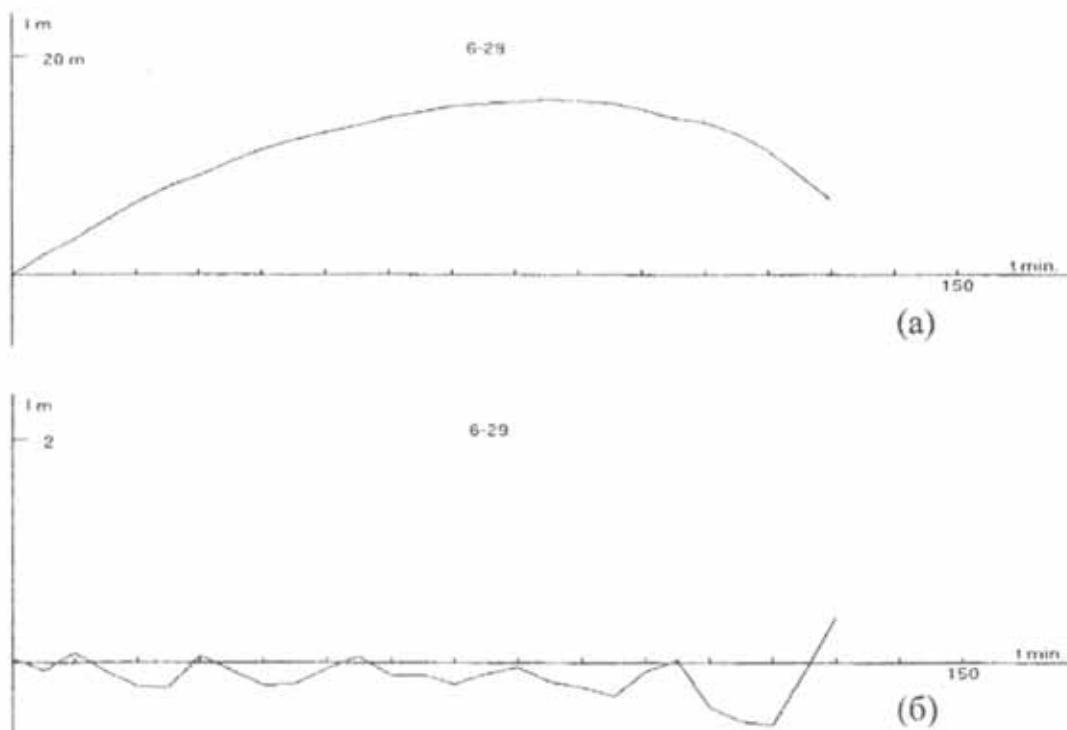


Рисунок 4. Временной ход РИП для спутников №6–№29 с короткопериодическими флуктуациями (07.30÷09.40 LT, 29.04.07г.): а – до удаления тренда; б – после удаления тренда.

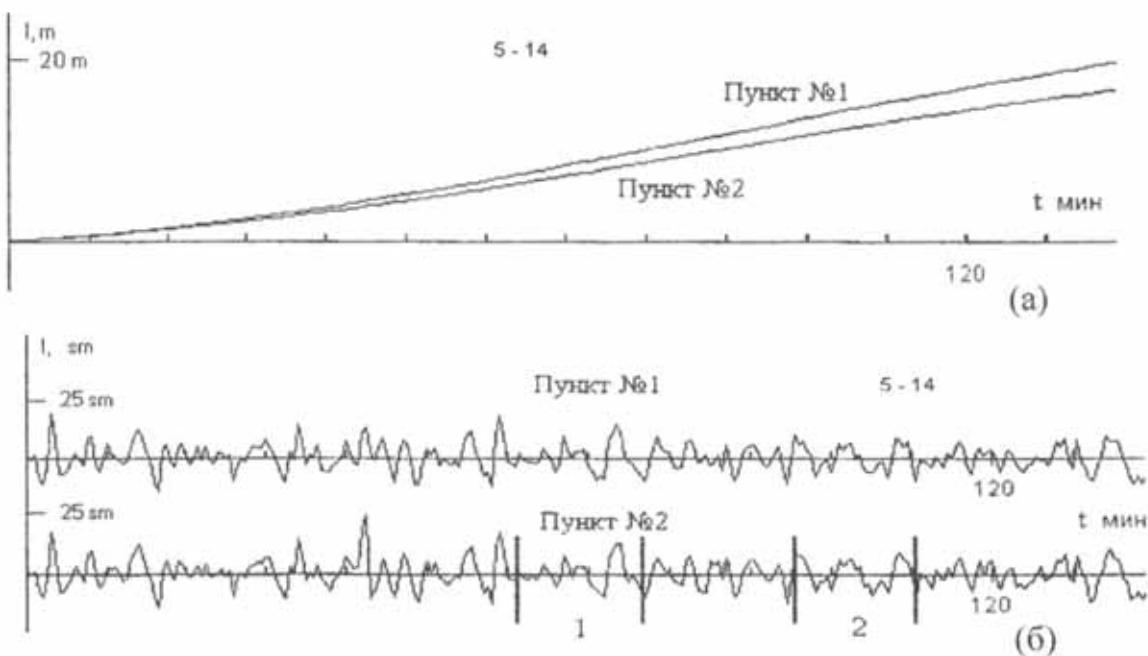


Рисунок 5. а – синхронизированные по времени измерения РИП для спутников №5–№14 без удаления тренда; б – синхронизированные по времени измерения РИП для спутников №5–№14 после удаления тренда.

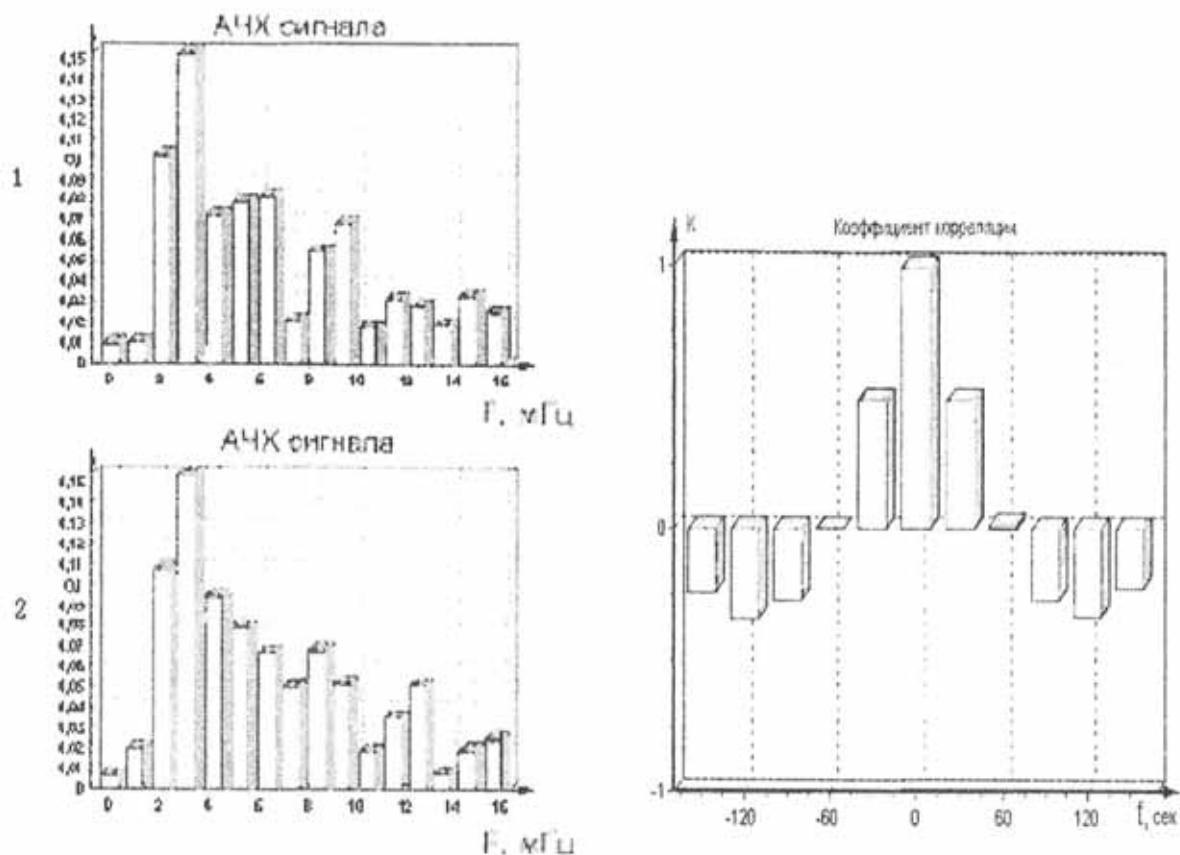


Рисунок 6. Коэффициент корреляции флуктуационной части РИП для пунктов №1,2 (18.30÷21.16 LT, 4.04.08г.) и результаты Фурье-анализа

УДК 621.391.8

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СЕТЕЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УВД ГА

Патрикеев О.В.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
po_2010@mail.ru*

Сети передачи данных в гражданской авиации организуются для передачи дискретной информации в различных автоматизированных системах (АС): управления воздушным движением (УВД), управления планированием воздушного движения (УПВД) и т.д. В связи с увеличением авиарафика растёт нагрузка на эти системы и, соответственно, на каналы передачи информации. В докладе рассмотрены основные методы повышения качества и скорости передачи дискретной информации по каналам связи АС УВД, в условиях воздействия естественных и внутрисистемных помех, позволяющие повысить эффективность управления и безопасность воздушного движения.

Управление воздушным движением в гражданской авиации – одна из самых сложных и важных задач, от эффективности решения которой, зависит главный показатель оценки работы ГА: безопасность воздушного движения.

Увеличение объёмов воздушных перевозок приводит к возрастанию информационной нагрузки на сети передачи данных (СПД) УВД ГА. Наиболее критичной ситуация является в воздушном сегменте сетей передачи данных, используемом для связи с летательными аппаратами (ЛА), т.к. радиоканал наиболее подвержен воздействию различных видов помех (естественных, индустриальных, внутрисистемных), а частотно-временные ресурсы обычных систем радиосвязи уже практически исчерпаны.

Таким образом, для повышения эффективности УВД ГА необходимо в первую очередь совершенствовать радиоканалы, используемые сетями передачи данных. В качестве основных направлений совершенствования СПД, позволяющих наиболее эффективно использовать существующие частотно-временные ресурсы можно выделить следующие:

- унификация каналов передачи информации: использование для передачи аналоговой и дискретной информации стандартных цифровых каналов, позволяющих повысить скорость передачи информации и её помехоустойчивость;
- применение для передачи информации перспективных видов сигналов: шумоподобных, многопозиционных и т.д.;
- использование оптимальных и квазиоптимальных методов обработки сигналов и защиты от помех.

Учитывая возросшую информационную нагрузку на СПД, при ограниченных частотно-временных ресурсах каналов передачи информации, можно прогнозировать увеличение уровня внутрисистемных помех в линиях связи. Увеличение уровня помех будет являться основным фактором, препятствующим повышению скорости передачи информации в канале связи.

Среди наиболее эффективных методов защиты от помех можно выделить следующие:

- помехоустойчивое кодирование информации;
- передача информации с помощью шумоподобных сигналов (ШПС) с большой базой B или использование псевдослучайной перестройки рабочей частоты при передаче информации узкополосными сигналами;
- пространственно-временная обработка принимаемых сигналов;
- подавление сосредоточенных помех при первичной или вторичной обработке информации.

Помехоустойчивое кодирование информации является достаточно эффективным методом борьбы с воздействием помех. Помехоустойчивые коды позволяют обнаруживать и исправлять ошибки в передаваемой информации, за счёт избыточности, вводимой на передающей стороне по определённому, заранее заданному алгоритму, известному на приёмной стороне.

Существенным недостатком помехоустойчивого кодирования информации

является сравнительно низкая скорость передачи информации при использовании этого метода в каналах связи с большим уровнем помех (требуется большая избыточность) или при передаче информации короткими кодовыми блоками. Например, двоичный код Хэмминга (7,4), при скорости кода $R=4/7 \approx 0,571$ позволяет исправлять лишь одну ошибку в принятой кодовой комбинации, т.е. применение такого кода приведёт к снижению скорости передачи кодированной информации почти в два раза по сравнению с некодированной [1]. Увеличение длины кодовой комбинации позволяет повысить скорость кода R при заданной корректирующей способности или увеличить число исправляемых ошибок при фиксированной скорости R . Например, код БЧХ (31,26), исправляющий одну ошибку, имеет скорость $R=26/31 \approx 0,839$ (существует аналогичный код Хэмминга), а код БЧХ (31,16) при скорости $R=16/31 \approx 0,516$ позволяет исправлять уже три ошибки.

Частично устранить этот недостаток можно при переходе от двоичных кодов к недвоичным, использующим алфавит символов с объёмом $m > 2$. Среди недвоичных кодов наилучшими являются коды Рида-Соломона, имеющие максимальное кодовое расстояние d и позволяющие исправлять наибольшее количество ошибок при заданной скорости кода R . Например, код Рида-Соломона (31,26) имеет кодовое расстояние $d=6$ и позволяет исправлять две ошибки, а обнаруживает три ($R \approx 0,839$), а код Рида-Соломона (31,16) при $d=16$ позволяет исправлять уже семь и обнаруживать восемь ошибок ($R \approx 0,516$) [1].

Другим недостатком помехоустойчивого кодирования, утратившим в настоящее время свою актуальность, является сложность реализации кодирующих и, в особенности, декодирующих устройств. Сейчас целесообразно говорить лишь о числе операций, затрачиваемых на реализацию той или иной процедуры кодирования и декодирования информации. Современный уровень развития цифровой техники позволяет создавать высокоскоростные и достаточно дешёвые кодирующие и декодирующие устройства, которые в реальном времени могут реализовать самые сложные из известных на сегодняшний день алгоритмов.

Недостатком также является и то, что не существует кодов, одинаково хорошо исправляющих как случайные ошибки, так и их пакеты [1]. УстраниТЬ этот недостаток можно при переходе к каскадному кодированию передаваемой информации [2]. Принцип каскадного кодирования заключается в том, что информация кодируется последовательно: сначала внешним недвоичным кодом (обычно это код Рида-Соломона), затем внутренним двоичным кодом (например БЧХ) или M -ичным ШПС. Декодирование осуществляется в обратном порядке. Первоначально метод каскадного кодирования был предложен для упрощения технической реализации кодеров и декодеров длинных кодов, но дальнейшее исследование этого метода выявило дополнительные его достоинства, которые в настоящее время вышли на первый план. Использование скремблирования символов внешнего кода, перед этапом внутреннего кодирования, позволяет при декодировании пакет ошибок

преобразовать в распределённую квазислучайным образом последовательность ошибок и эффективно их исправить внешним кодом. Используя на этапе внутреннего декодирования оценку качества принимаемого сигнала и алгоритм декодирования со стиранием, можно повысить корректирующую способность внешнего кода, особенно при воздействии сосредоточенных помех [3].

Применение ШПС при условии их оптимальной обработки на приёмной стороне позволяет решить сразу несколько проблем [4]:

- улучшить отношение сигнал/помеха на выходе согласованного фильтра или корреляционного приёмника в базу B раз при условии, что длительность помехи или ширина её спектра меньше соответствующего параметра принимаемого сигнала;

- повысить энергетическую скрытность передаваемого сигнала и в целом канала связи, т.к. на входе приёмника радиостанции, несогласованного с принимаемым сигналом, его спектральная плотность будет в B раз меньше, чем на входе согласованного с сигналом приёмника абонента сети связи;

- повысить структурную скрытность канала связи, за счёт возможности периодического изменения структуры (или частоты) используемых сигналов по псевдослучайному закону;

- повысить эффективность использования частотного диапазона, за счёт кодового разделения сигналов абонентов и сетей связи;

- повысить скорость передачи информации в системе, за счёт использования для передачи информации M -ичных сигналов и более совершенных методов её кодирования (например, двухмерного кодирования [5]);

- улучшить точность синхронизации в системе связи при одновременном использовании передаваемых сигналов для решения задач навигации и опознавания.

Недостатки систем связи с ШПС, такие как сложность устройства обработки сигнала и требование значительной полосы частот при большом значении базы B , в настоящее время не являются сдерживающим фактором в их реализации, т.к. применение для передачи информации M -ичных ШПС и метода манипуляции циклического сдвига позволяет в M раз снизить сложность устройства обработки [6,7], а использование каскадных кодов с ШПС с малой базой B на внутренней ступени кодирования снижает требования к частотно-временным ресурсам системы при неизменной помехозащищённости [1-5,8].

Пространственно-временная обработка принимаемых сигналов позволяет, используя как временные, так и пространственные различия между принимаемыми сигналами и помехами, повысить помехозащищённость системы связи [9]. Пространственно-временная обработка реализуется с помощью многоканальных адаптивных антенных решёток (AAP), состоящих из фазированной антенной решётки (ФАР) и адаптивного процессора (АП). АП оценивает отношение сигнал/помеха h на выходе ФАР и изменяет коэффициент усиления и сдвиг фаз в каждом канале антенной решётки таким образом, чтобы

максимизировать значение h . При этом в направлении на источник помех диаграмма направленности ААР имеет нулевое значение. Для эффективного подавления помех число каналов ААР должно на 1 превышать число подавляемых помех. Эффективность пространственно-временной обработки зависит от многих факторов: степени отличия временных и пространственных характеристик принимаемых сигналов и помех, угловой разрешающей способности и числа каналов ААР, ширины полосы частот и структуры сигнала. Поэтому уровень подавления помех с помощью ААР может колебаться в пределах 10..40 дБ [9,10].

Несомненным достоинством пространственно-временной обработки сигналов является то, что подавление помех достигается без дополнительного увеличения частотно-временных ресурсов системы и снижения скорости передачи информации.

Подавление сосредоточенных помех при первичной обработке информации предполагает подавление помех в высокочастотном тракте приёмного устройства до демодуляции сигнала. До последнего времени это направление борьбы с помехами не находило широкого применения из-за отсутствия эффективных адаптивных алгоритмов подавления помех и их высокой сложности реализации. Наибольшей эффективностью обладали методы подавления помех, основанные на многополосной фильтрации в сочетании с передачей информации ШПС [11] (например, фильтрация мощных узкополосных помех с помощью режекторных или многоканальных полосовых фильтров и восстановление переданной информации по оставшейся части спектра ШПС). Их главным недостатком была сложность распознавания помехи и адаптации к изменяющейся помеховой обстановке.

В настоящее время известно два подхода в разработке адаптивных устройств, осуществляющих режекцию сосредоточенных по спектру помех [11]:

- создание устройств, основанных на применении методов оценивания помех по критерию минимума среднеквадратической ошибки;
- создание устройств, использующих при обработке изменение пространства преобразования сигналов.

Первый подход связан с применением односторонних и двусторонних трансверсальных фильтров, предсказывающих значения узкополосной помехи для её последующего вычитания из приходящего сигнала. Принципиальная возможность такого метода подавления узкополосной помехи обусловлена тем, что принимаемый ШПС и тепловые шумы системы достаточно широкополосны и, следовательно, некоррелированы, т.е. предсказать точно значения текущих отсчётов сигнала по предыдущим практически невозможно. А для помехи, являющейся узкополосным случайным процессом, можно прогнозировать значения её будущих отсчётов по текущим значениям и вычесть их из приходящего сигнала. В результате на выходе остаётся только полезный сигнал, тепловой шум и нескомпенсированная часть помехи. К сожалению,

существующие устройства позволяют обрабатывать сигналы с шириной спектра не превышающей 20 МГц.

Второй подход использует поочерёдное изменение временных и частотных областей преобразования Фурье, реализуемого в реальном масштабе времени при помощи Фурье-процессоров на поверхностных акустических волнах. Фурье-процессоры могут быть выполнены, например, на дисперсных линиях задержки с импульсной характеристикой в виде ЛЧМ-импульса. Подавление помехи осуществляется путём выполнения последовательно следующих операций:

- преобразования Фурье принимаемого сигнала;
- режекции помехи, путём амплитудной селекции и подавления её отсчётов в частотной области;
- восстановления временной формы сигнала посредством обратного преобразования Фурье.

Главными достоинствами второго подхода являются его возможности по одновременному подавлению нескольких помех, помех с изменяемой частотой и обработки ШПС с большими базами при ширине спектра до 100 МГц, что делает этот подход более перспективным [10,11].

Подавление сосредоточенных помех при вторичной обработке информации предполагает подавление помех после демодуляции принимаемого сигнала. Наиболее эффективно этот метод реализуется при использовании для передачи информации M -ичных ШПС совместно с каскадным кодированием и оценкой качества принимаемого сигнала [3,8,10,12,13]. В этом случае внутренний код представляет собой ШПС с малой базой $B=M$, сформированный на основе короткой двоичной псевдослучайной последовательности длины M , а внешний - (N,k) код Рида-Соломона над полем $GF(M)$, имеющий максимальное кодовое расстояние d и позволяющий исправлять любые комбинации из t ошибочно принятых и s стёртых символов $\alpha_j, j=0\dots N-1$, кодового слова при условии, что $2t+s < d$.

Вводя на внутренней ступени декодирования каскадного кода (на этапе демодуляции ШПС) двухуровневую оценку качества Q , можно исключить из дальнейшей обработки сигналы, искажённые помехой. При $Q=1$ принятый ШПС считается неискажённым, и соответствующий M -ичный символ $\alpha_j=0\dots M-1, j=0\dots N-1$ кода Рида-Соломона поступает на декодирование; если $Q=0$, то считается, что принятый ШПС искажён помехой, и на вход декодера кода Рида-Соломона поступает символ "стирание" α_s . Введение оценки качества позволяет более полно использовать корректирующую способность кода Рида-Соломона и уменьшить результирующую вероятность ошибки. Энергетический выигрыш от введения стираний зависит от точности метода оценки качества, вида помехи, её уровня (чем сильнее помеха, тем лучше она распознаётся и подавляется) и может достигать 3...5 дБ [3,8,10,12,13].

Достоинством данного метода подавления помех является то, что положительный эффект достигается без введения дополнительной

избыточности в передаваемую информацию и увеличения частотно-временных ресурсов системы связи.

Таким образом, применение, рассмотренные выше основных методов повышения помехозащищенности радиоканалов, используемых сетями передачи данных, позволит наилучшим образом использовать существующие частотно-временные ресурсы систем связи ГА, что приведёт к более эффективному управлению воздушным движением и, соответственно, повысит его безопасность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Блейхут Р. Теория и практика кодов, контролирующих ошибки: Пер. с англ. / Под ред. К.Ш. Зигангирова. - М.: Мир, 1986. – 576 с.
2. Форни Д. Каскадные коды. - М.: Мир, 1970. – 207 с.
3. Патрикеев О.В. Повышение эффективности широкополосных систем передачи дискретной информации // Радиофизика и электроника: проблемы науки и обучения: Материалы региональной НТК, посв. 100-летию изобретения радио. - Иркутск: ИГУ, 1995. – С. 21 - 24.
4. Варакин Л.Е. Системы связи с шумоподобными сигналами. - М.: Радио и связь, 1985. – 384 с.
5. Патрикеев О.В. Двухмерное кодирование сигналов во временной области // Материалы IX НТК училища. - Иркутск: ИВВАИУ, 1996. – С.41- 45.
6. Клименко Н.Н., Кисель В.В., Замарин А.Н. Сигналы с расширением спектра в системах передачи информации // Зарубежная радиоэлектроника. - 1983. – № 11.
7. Смирнов В.А., Скрынников В.Г., Корчагин В.М. Оптимальное устройство обработки сигналов с манипуляцией циклического сдвига // Статистическая радиотехника: сб. науч.-метод. материалов. - М.: ВВИА, 1986. – С. 150 -154.
8. Патрикеев О.В. Оценка качества принимаемых сигналов в широкополосных системах передачи дискретной информации // Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца. - Новосибирск: Наука, 1995. - Вып.103. – С. 224 - 230.
9. Уидроу Б., Стирнз С. Адаптивная обработка сигналов. - М.: Радио и связь, 1989. – 350 с.
10. Материалы НИР “Риск-2000”. - Иркутск: ИВВАИУ, 1996.
11. Милстайн Л.Б. Методы подавления помех в системах радиосвязи с широкополосными сигналами // ТИИЭР. - 1988. - т.76, №6. – С. 19 - 36.
12. Патрикеев О.В. Повышение эффективности цифровых систем связи при работе в условиях города // XVIII Всероссийская конф. по распространению радиоволн. С-Петербург, 17-19 сентября 1996 г. Тезисы докл. - Том 2 - М.: ИРЭ РАН, 1996. – С. 470 - 471.
13. Патрикеев О.В. Структура оптимальной системы передачи дискретной

информации с оценкой качества // Материалы IX НТК училища. - Иркутск: ИВВАИУ, 1996. – С. 46 - 50.

УДК 621.396.6

СТРУКТУРА БОРТОВОГО ТЕРМИНАЛА ПЕРСПЕКТИВНОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ УВД ГА

Патрикев О.В.

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования,
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
po_2010@mail.ru*

Увеличение авиарафика приводит к росту нагрузки на сети передачи данных в автоматизированных системах управления воздушным движением гражданской авиации. Основным видом связи с летательными аппаратами остаётся воздушная радиосвязь. Но обычные средства связи, применяемые для этих целей, давно исчерпали свои возможности, как по техническим характеристикам, так и по эффективности использования выделяемых частотно-временных ресурсов. В докладе предлагается структура бортового оборудования перспективной авиационной системы передачи данных, позволяющая повысить эффективность управления воздушным движением гражданской авиации, при ограниченных частотно-временных ресурсах систем связи.

Эффективность управления воздушным движением в гражданской авиации, в условиях возрастания информационной нагрузки на сети передачи данных (СПД) – один из главных параметров, непосредственно влияющий безопасность воздушного движения.

Структуру сети передачи данных условно можно представить в виде двух составляющих: наземного и воздушного сегментов.

Наземная часть используется для связи между центрами УВД. В качестве линий связи, в этом случае, могут применяться как кабельные линии (проводные, волоконно-оптические и т.д.), так и радиолинии. Наиболее перспективными являются волоконно-оптические линии связи, имеющие большой запас по пропускной способности и помехоустойчивости. Использование их в наземном сегменте сетей УВД снимает проблему информационной перегрузки этой части СПД.

Воздушная часть используется для связи с летательными аппаратами (ЛА). В этом сегменте СПД ситуация является наиболее критичной, т.к. частотно-временные ресурсы обычных систем радиосвязи (ДКМВ, МВ диапазонов) уже практически исчерпаны, причём, эти системы применяются, в основном, для радиотелефонной связи. Использование их для высокоскоростной передачи данных, которая позволит внедрить унифицированные каналы обмена

цифровой и аналоговой информации, весьма проблематично.

Таким образом, повышение эффективности УВД ГА возможно лишь при совершенствовании бортового радиосвязного оборудования ЛА, предполагающей освоение других диапазонов частот, изменение структуры и алгоритмов функционирования бортовой аппаратуры связи.

На основании этого, можно сформулировать основные требования к перспективным авиационным системам передачи данных (АСПД), которые будут составлять основу воздушного сегмента СПД УВД ГА:

- обеспечение высокой скорости передачи информации при большом числе абонентов сети;
- обеспечение высокой помехозащищённости сети;
- обеспечение многостанционного доступа в сети, а также возможности обмена информацией между различными сетями;
- исключение возможности несанкционированного доступа в сеть;
- гибкость архитектуры СПД, позволяющая перераспределять ресурсы сети между абонентами;
- возможность адаптации системы к изменяющейся помеховой и информационной обстановке, для достижения максимальной скорости передачи информации или помехозащищённости;
- высокая аппаратурная надёжность АСПД, с возможностью перераспределения её ресурсов для выполнения наиболее важной задачи или восстановления её работоспособности.

Создать АСПД, удовлетворяющую изложенным выше требованиям можно только на основе системы передачи информации с гибкой архитектурой, использующей перспективные виды сигналов (шумоподобные, многопозиционные и т.д.), оптимальные методы их обработки и защиты от помех [1...10].

Дополнительного повышения эффективности АСПД можно достичь за счёт адаптации системы к изменяющейся помеховой обстановке и информационной загрузке сетей передачи данных. Адаптация позволяет оптимальным образом распределить частотно-временные ресурсы системы или сетей передачи данных для получения наивысшей скорости передачи информации при заданной помеховой обстановке или достичь максимальной помехозащищённости при фиксированной скорости передачи информации.

Адаптация системы может производиться по нескольким направлениям:

- изменение характеристик сигналов, используемых для передачи информации (длительности, мощности, вида модуляции, структуры, базы ШПС);
- введение дополнительной избыточности в передаваемую информацию, позволяющей оценить качество канала связи или повысить его помехозащищённость (передача тестовых сигналов, с последующим выбором канала с минимальным уровнем помех, изменение характеристик помехоустойчивых кодов, введение дополнительного обратного канала);

- перераспределение ресурсов сети передачи данных и дополнительное использование ресурсов других сетей (в которые возможен доступ) для снижения информационной нагрузки на свою сеть или передачи информации в обход отказавшего канала.

Очевидно, что адаптивная АСПД должна иметь в своем составе универсальные устройства формирования и обработки сигналов, работающие в широком диапазоне частот и скоростей передачи информации и позволяющие использовать сигналы с переменными характеристиками, а также устройства управления и распределения ресурсов системы и сетей связи с элементами искусственного интеллекта. Такая система должна обладать способностью к динамической реконфигурации своей структуры, что позволит ей оптимальным образом перераспределять свои ресурсы для лучшего выполнения наиболее важной задачи или поддержания работоспособности при отказе части её элементов или каналов обработки информации.

Создание высокоеффективной и надёжной перспективной АСПД невозможно без интеграции её в единую систему бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) самолёта. На современных самолётах основу БРЭО составляет комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КС ЦПНО). АСПД, являясь частью интегрированной системы (ИС) БРЭО самолёта и, соответственно, КС ЦПНО, должна удовлетворять следующим требованиям:

- модульная структура, позволяющая легко осуществлять её аппаратурную реконфигурацию и обеспечивающая выполнение всех функциональных задач АСПД [11];

- модули АСПД, КС ЦПНО и ИС БРЭО должны быть унифицированными и разработанными на основе единого подхода;

- архитектура АСПД должна представлять собой открытую систему, позволяющую наращивать её производительность и функциональные возможности;

- создание уникальных АСПД для конкретных типов ЛА должно достигаться за счёт включения отдельных узкоспециализированных модулей.

В соответствии с этими требованиями перспективная АСПД должна состоять из следующих элементов (рисунок 1):

- широкополосной подсистемы формирования и приёма высокочастотных сигналов (на весь диапазон частот, используемый системами радиосвязи);

- подсистемы обработки низкочастотных сигналов и информации;

- подсистемы анализа и управления ресурсами АСПД.

Характеристики данных подсистем определяют ресурсы АСПД. Модульный принцип реализации подсистем позволяет наращивать ресурсы АСПД в зависимости от решаемых задач. При выполнении конкретного набора задач в АСПД формируется набор высокочастотных и информационных каналов, отличающихся по частотному диапазону, параметрам сигналов, по методам их обработки и принятия решения. Следовательно, динамическая

структура АСПД определяется текущим распределением ресурсов между каналами, которое зависит от решаемых задач.

Управление информационной структурой и взаимодействием каналов осуществляется подсистемой анализа и управления ресурсами АСПД на основе оценки текущей ситуации (информационная загрузка сети связи, помеховая обстановка и т.д.) и выполняемых задач. Отсутствие жёсткой связи между аппаратурными элементами и информационными каналами позволяет реализовать принцип динамического перераспределения ресурсов АСПД между каналами в процессе функционирования. Это даёт возможность сконцентрировать ресурсы системы на решении наиболее важных задач, реализовать её потенциальные характеристики и обеспечить максимально возможную аппаратурную надёжность.



Рисунок 1. Структура АСПД.

Следует отметить, что, так как АСПД является частью ИС БРЭО, то предлагаемая архитектура системы позволяет также использовать ее ресурсы в общих интересах ИС БРЭО и наоборот, что увеличивает возможности АСПД по решению своих задач в сложной обстановке.

Возможности АСПД конкретного ЛА также могут быть расширены за счет использования ресурсов АСПД других абонентов, работающих в одной или смежных сетях передачи данных. Совместное использование ресурсов нескольких абонентов предоставляет АСПД практически безграничные возможности для решения конкретной задачи, а если данные абоненты находятся в различных информационных сетях и на значительном удалении друг от друга, то это делает такую систему практически глобальной системой

связи.

Аналогичным образом, через АСПД, можно также увеличить ресурсы ИС БРЭО, например, используя автоматизированный обмен навигационной информацией между КС ЦПНО самолётов находящихся в пределах прямой видимости (радиогоризонта) повысить точность и надёжность определения текущих координат местоположения самолёта, даже при полном или частичном отказе его навигационного комплекса.

Таким образом, предлагаемые выше основные направления совершенствования воздушного сегмента СПД УВД ГА позволяют, на основе объединения передовых технологий в области схемотехники и обработки информации, разработать перспективную АСПД, которая, являясь неотделимой частью интегрированной системы БРЭО нового поколения, будет обладать высокой эффективностью функционирования, надёжностью, низкой стоимостью и простотой в эксплуатации. Применение таких систем приведёт к повышению эффективности управления воздушным движением и безопасности полётов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Блейхут Р. Теория и практика кодов, контролирующих ошибки: Пер. с англ. / Под ред. К.Ш. Зигангирова. - М.: Мир, 1986. - 576 с.
2. Патрикев О.В. Повышение эффективности широкополосных систем передачи дискретной информации // Радиофизика и электроника: проблемы науки и обучения: Материалы региональной НТК, посв. 100-летию изобретения радио. - Иркутск: ИГУ, 1995. - С. 21 - 24.
3. Варакин Л.Е. Системы связи с шумоподобными сигналами. - М.: Радио и связь, 1985. - 384 с.
4. Патрикев О.В. Двухмерное кодирование сигналов во временной области // Материалы IX НТК училища. - Иркутск: ИВВАИУ, 1996. - С.41- 45.
5. Клименко Н.Н., Кисель В.В., Замарин А.Н. Сигналы с расширением спектра в системах передачи информации // Зарубежная радиоэлектроника. - 1983. - № 11.
6. Патрикев О.В. Оценка качества принимаемых сигналов в широкополосных системах передачи дискретной информации // Исследования по геомагнетизму, аэррономии и физике Солнца. - Новосибирск: Наука, 1995. - Вып.103. - С. 224 - 230.
7. Уидроу Б., Стирнз С. Адаптивная обработка сигналов. - М.: Радио и связь, 1989. - 350 с.
8. Милстайн Л.Б. Методы подавления помех в системах радиосвязи с широкополосными сигналами // ТИИЭР. - 1988. - т.76, №6. - С. 19 - 36.
9. Патрикев О.В. Повышение эффективности цифровых систем связи при работе в условиях города // XVIII Всероссийская конф. по распространению радиоволн. С-Петербург, 17-19 сентября 1996 г. Тезисы

докл. - Том 2 - М.: ИРЭ РАН, 1996. - С. 470 - 471.

10. Патрикеев О.В. Структура оптимальной системы передачи дискретной информации с оценкой качества // Материалы IX НТК училища. - Иркутск: ИВВАИУ, 1996. - С. 46 - 50.
11. Андросов В.А., Кутахов В.П. Архитектура аппаратурно интегрированного радиоэлектронного комплекса // Радиотехника. - 1996. - №9. - С. 49 - 54.

СЕКЦИЯ «СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ДИСЦИПЛИНЫ»

Председатель – кандидат философских наук, доцент Барбашова Л.Ю.

УДК 656.7.025

СТРАТЕГИЯ МАРКЕТИНГОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ МИРНИНСКОГО АВИАПРЕДПРИЯТИЯ ЗАО АК «АЛРОСА»

Андросова Е.Г.

Кафедра социально-экономических дисциплин

Иркутский филиал Московского государственного технического

университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

lapkka84@mail.ru

Приведены итоги анализа производственно-хозяйственной деятельности Мирнинского авиаапредприятия, проведён SWOT-анализ для сопоставления данных его внутренней и внешней среды. Показаны преимущества создания службы маркетинга в организационной структуре Мирнинского АП. Обоснован выбор стратегии роста, определены стратегические задачи по бизнес-направлениям.

В условиях современного развития российской рыночной экономики становится все более необходимым формирование стратегии маркетинговой деятельности на предприятиях различных отраслей, так как большинство из них не имеют оптимальной системы организации маркетинга или вообще не имеют ее. Изучение теории организации маркетинга и процесса его функционирования на предприятиях осуществляется как по передовым литературным источникам зарубежных авторов (Ф. Котлер, М. Мескон), так и отечественных авторов (Б.В. Артамонов, В.Г. Афанасьев, Е.В. Костромина и т.д.) в инфраструктурных отраслях, в частности, на воздушном транспорте [1-5]. Чем крупнее авиакомпания, чем шире масштаб ее рыночной деятельности, тем настоятельнее необходимы знания рыночной ситуации, тенденций ее развития, сложной системы взаимосвязей на рынке и принятие решений о разработке стратегии. Названные проблемы так же актуальны для Мирнинского авиаапредприятия, осуществляющего свою деятельность на территории Западной Якутии.

Мирнинское авиаапредприятие – авиатранспортный оператор с диверсифицированной структурой бизнеса, стабильно входит в число первых 30 авиакомпаний по числу перевезенных пассажиров на внутренних воздушных линиях.

Производственная деятельность осуществляется по следующим направлениям:

1. Транспортная деятельность:

- Пассажирские перевозки (свыше 270 тысяч пассажиров в год);
 - Грузовые перевозки (около 20 тысяч тонн грузов в год);
 - Авиация спецприменения;
2. Аэропортовая деятельность;
3. Агентское обслуживание.

Авиатранспортная наземная инфраструктура Мирнинского АП состоит из аэропортов Мирный, Полярный, Ленек, Айхал, Витим, Оленек, Саскылах. На сегодняшний день Мирнинское АП эксплуатирует 10 типов воздушных судов.

Для анализа производственно-хозяйственной деятельности был выбран период с 2004 по 2008 год. Основными показателями деятельности Мирнинского АП являются: общий налет часов, перевозка пассажиров и груза, отправки по аэропортам пассажиров, почты и груза, выручка от реализации работ (услуг), себестоимость работ (услуг). Рассмотрим их подробнее.

Общий налет часов на протяжении рассматриваемого периода с 2004 до 2008 года сокращается. Налет часов сократились с 711 тыс. часов до 644 тыс. часов в 2008 г. на 67 тыс. часов (это на 9,1%). Можно отметить общее снижение объема работ, но это снижение скачкообразно за небольшим ростом в 2007 г. на 3,5% по сравнению с 2006 г., в 2008 году происходит более существенное падение объема, связанное с мировым финансовым кризисом во второй половине года. Перевезено пассажиров за отчетный период (2008 г.) Мирнинским АП 278,7 тыс. пассажиров, что на 10,8 тыс. пассажиров ниже по сравнению с 2004 годом. Снижение пассажиропотока наблюдается на рейсах местного расписания по Республике Саха (Якутия) на типах ВС: Ан-24, Ан-26, Ан-2, Ан-38. Грузовые перевозки сократились с 27 тыс. тонн до 21 тыс. тонн (на 22%).

Основные причины снижения объема работ, это сокращение рейсов по перевозке груза для УМТС АК «АЛРОСА» на ИЛ-76. По сторонним организациям (в том числе по расписанию) общее снижение налета часов обусловлено отменой рейсов в связи с низкой фактической загрузкой, рейсы Мирный-Хабаровск, Мирный-Санкт-Петербург были отменены в связи с низкой рентабельностью, а так же невостребованностью заказных (чартерных) рейсов заказчиками.

Одним из показателей работы Мирнинского АП является аэропортовая деятельность, отправка и прибытие пассажиров, почты и груза на собственных ВС (83%) и сторонних авиакомпаний (17%). Динамика отправок пассажиров увеличилась в течение рассматриваемого периода на 20% с 178 тыс. чел. до 213,7 тыс. чел. Отправка почты и груза осталась неизменной по сравнению с 2004 годом. С началом строительства нефтепровода «Восточная Сибирь - Тихий Океан» в Ленском районе по аэропортам Ленск, Витим увеличились самолето-вылеты сторонних авиакомпаний, таких как ИрАэро, Дельта-К, ОАО «Аэробратск».

Рост выручки обусловлен ростом авиатарифов и увеличением обслуживания сторонних авиакомпаний, которые дают больший маржинальный доход – 70% от выручки. Рост себестоимости работ (услуг) обусловлен увеличением материальных затрат: авиаГСМ, ремонт авиационной техники, содержание зданий и сооружений.

Проведя анализ производственно-хозяйственной деятельности, можно сделать вывод, что данное положение Мирнинского АП зависит от деятельности АК «АЛРОСА», поэтому необходимо делать акцент на развитие предприятия как самостоятельной единицы, разработать стратегию маркетинговой деятельности для выхода на новые рынки и привлечения заказчиков. Для выбора оптимального варианта стратегии из альтернативных, инструментом станет SWOT-анализ (таблица 1).

Таблица 1. SWOT-анализ.

Преимущества	Недостатки
Единственный авиаперевозчик на рынке грузоперевозок Республики Саха (Якутия).	Устаревший парк воздушных судов.
Диверсификация бизнеса (транспортная деятельность, аэропортовая, агентское обслуживание).	Отсутствие стратегического маркетинга.
Формирование бюджета для подготовки летного и инженерного состава.	Высокая себестоимость работ (услуг).
Наличие различных типов парка ВС.	Отсутствие единой четкой информационной системы.
Возможности	Угрозы
Освоение новых месторождений в горной и нефтяной промышленности.	Приход на рынок новых авиаперевозчиков
Господдержка (дотации, субсидии).	Нестабильность российской экономики, последствия финансового кризиса.
Обновление парка воздушных судов.	Дефицит квалифицированных кадров, включая летный состав.
Развитие аэропортовой деятельности.	Рост цен на авиационное топливо.
	Сезонность спроса на авиаперевозки.
	Строительство железнодорожной магистрали в Республике Саха (Якутия).

Наряду с другими инструментами стратегического менеджмента, полученные в процессе SWOT-анализа данные позволили Мирнинскому АП наметить пути развития, как транспортной, так и аэропортовой деятельности. Учитывая влияние внешних факторов, характеризующихся неопределенностью и агрессивностью воздействий, предприятие сможет выработать как адаптационные механизмы, так и стратегию роста.

Для реализации намеченной стратегии маркетинга на предприятии, предложено создать службу маркетинга, основными преимуществами которой

станет постоянный мониторинг рынка авиаперевозок, разработка гибкого ценообразования, развитие коммуникаций (политики продвижения).

В качестве стратегии развития Мирнинского АП предложена стратегия роста, которая будет способствовать увеличению доли в суммарных регулярных пассажирских и грузовых перевозках авиакомпаний России по количеству перевезенных пассажиров и груза при обеспечении рентабельности деятельности.

Стратегические задачи по бизенс-направлениям:

- Пассажирские перевозки:

- увеличение доли на российском рынке пассажирских перевозок;
- сохранение доли на рынке региональных перевозок с использованием ближнемагистральных воздушных судов;
- обновление, модернизация и переоснащение парка с целью соответствия требованиям рынка по уровню безопасности, экологичности, комфорта.

- Грузовые перевозки:

- сохранение лидирующих позиций на рынке авиатранспортных услуг;
- расширение клиентской базы.

- Авиация специализации:

- увеличение доли на региональном рынке в Западной Якутии;
- расширение географии выполнения вертолетных работ, участие в освоении нефтегазовых ресурсов;
- освоение новых типов вертолетов и повышение эффективности выполняемых вертолетных работ.

- Аэропортовая деятельность:

- реконструкция и модернизация аэропортов Мирный, Полярный и Ленск.

На основании разработанной стратегии удалось выработать ряд предложений:

1. В области продукта (услуг):

- развитие пассажирских перевозок – укрепление на рынке Московского авиационного узла.

2. В области ценообразования:

- Пассажирские тарифы

- для нового продукта (услуг) – стратегия следования за лидером в отрасли или на рынке (установление цен на основе рыночных цен);
- для продукта (услуги) «Cash cow» – стратегия снятия сливок на региональном рынке (установление максимальных цен, при условии госрегулирования).

- Аэропортовые ставки и сборы:

- ввести гибкую тарифную политику с учетом себестоимости затрат для каждого аэропорта.

3. В области продвижения:

- использование свободных рекламных площадей внутри и снаружи аэровокзала;

- регулярная реклама на телевидении, радио и Интернет-ресурсах;
- участие в ярмарках нефтегазовой и лесной отрасли для налаживания деловых контактов в области авиации специализации.

4. В области дистрибуции:

- создание Интернет-продажи авиабилетов на сайте Мирнинского авиапредприятия;
- сохранение собственной сети продажи авиабилетов.

Смеем утверждать, что внедрение маркетинговой стратегии при эффективном стратегическом планировании позволит Мирнинскому авиапредприятию стать конкурентоспособным на рынке авиаперевозок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Артамонов Б.В., Мамонова М.Л. «Авиатранспортный маркетинг» - М.: МИИГА, 1999 г.
2. Годин А.М. Маркетинг: Учебник – 7-е изд., -М.: «Дашков и К», 2009.
3. Костромина Е.В. Авиатранспортный маркетинг. -М.: НОУ ВКШ «Авиабизнес», 2003.
4. Котлер Ф. Основы маркетинга. -М.: Бизнес-книга, ИМА-Кросс Плюс, 2003.
5. Производственно-хозяйственная деятельность Мирнинского АП ЗАО АК «АЛРОСА» 2004-2008г.

УДК 65.015

ПРИНЯТИЕ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ В ПРОЦЕССЕ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА ПЕРСОНАЛА В АВИАКОМПАНИИ

Гордеева Е.П.

*Кафедра социально-экономических дисциплин
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
Helen2003-7@yandex.ru*

Обосновано, что сопровождением поэтапного принятия управленческих решений (УР), воплощением и контролем на всем жизненном цикле принятия решения занимается современная система менеджмента качества, базирующаяся на стандартизации. Показано, какие на предприятии должны быть созданы элементы системы менеджмента качества (СМК) для того, чтобы построить ее в соответствии со стандартами ISO. Доказательно сформулировано, что существенным составляющим элементом системы является персонал. В качестве практических рекомендаций предложен алгоритм принятия УР при реализации СМК в управлении персоналом.

В настоящее время российская экономика решает задачу обеспечения устойчивого экономического роста. Традиционные подходы к решению этой проблемы в значительной степени исчерпаны. Так, макроэкономические механизмы решения этой задачи в настоящее время задействованы практически в полной мере. На повестке дня стоит вопрос об эффективном использовании микроэкономических рычагов ускорения экономического развития.

Одним из критериальных моментов повышения эффективности экономики на микроуровне является весь комплекс нерешенных в российском менеджменте проблем, связанных с активизацией субъективного фактора в производственном процессе.

Большинство принимаемых на предприятиях решений затрагивают основные сферы его деятельности: экономическую, организационную, технологическую, социальную, правовую и пр. Следовательно, состав критериев выбора рационального решения должен отражать условия, ограничения и факторы всех значимых компонентов бизнес-процесса. Это и обеспечивает комплексность оценки хозяйственных решений.

К управлеченческим решениям – каков бы ни был их масштаб, сложность или важность – нельзя применять подходы, используемые при решении текущих проблем. Действительно, в этих решениях, являющихся исключительной прерогативой менеджеров, самой важной и трудной задачей будет не столько поиск правильного ответа, сколько поиск правильного вопроса. Более того, недостаточно лишь найти правильный ответ. Гораздо важнее и сложнее разработать соответствующую эффективную последовательность действий. Одна из наиболее ответственных задач во всем процессе принятия решений – это обеспечение того, чтобы решения, принятые в разных подразделениях организации и на разных уровнях управлеченческой иерархии, были совместимы между собой и соответствовали общим целям всего предприятия. Сопровождением, воплощением и контролем на всем жизненном цикле принятого управлеченческого решения занимается современная система менеджмента качеством, базирующаяся на стандартизации. Опыт множества национальных и международных организаций по управлению качеством обобщен в пакете международных стандартов ИСО 9000. В настоящее время серия стандартов ИСО 9000 составляет основу для достижения стабильного качества любой организации.

Стандарты ИСО (ИСО 9004) содержат информацию и положения по разработке и применению систем качества, базирующихся на основных принципах концепции TQM - тотального (всеобщего) управления качеством [1, 2].

Для результативного управления предприятием характерно усиление внимания к роли человеческого фактора в обеспечении эффективности бизнеса и признание значимости профессионализма и целенаправленного развития персонала для его успеха на всех актуальных временных горизонтах. Успех предприятия зависит от понимания и удовлетворения текущих и будущих

потребностей и ожиданий существующих и потенциальных потребителей и конечных пользователей услуг и продукции, а также от понимания и рассмотрения потребностей и ожидания других заинтересованных сторон (работников, поставщиков и партнеров, местных властей региона).

Система менеджмента качества – это совокупность взаимосвязанных и взаимодействующих элементов, используемых для разработки политики, целей и достижения этих целей для того чтобы руководить и управлять организацией применительно к качеству [3].

Для того чтобы построить систему менеджмента качества в соответствии со стандартами ISO, на предприятии должны быть созданы следующие элементы СМК:

- документ, в котором необходимо сформулировать цели и задачи СМК, а также принципы их достижения («политика в области качества»);
- планирование качества;
- соответствующая «Политике в области качества» система взаимосвязанных и взаимодополняющих процессов;
- управление качеством, т.е. нормативные документы, описывающие и регулирующие бизнес-процессы деятельности в рамках СМК;
- эффективный механизм реализации требований, регламентированных нормативной базой;
- обеспечение (гарантирование) качества;
- улучшение качества;
- подготовленный персонал организации.

Менеджмент системы качества – это менеджмент нового поколения. За почти вековой период своего развития менеджмент качества сформировал и имеет в своем арсенале мощный набор теоретических и практических средств, методов и инструментов. К примеру, методы обеспечения качества; методы стимулирования качества; методы контроля качества [4].

При формировании всех методов и элементов должны учитываться основные восемь принципов менеджмента качества, являющимися на сегодня базовыми стандартами систем менеджмента [5].

Первый принцип – ориентация на потребителя.

Второй принцип – лидерство руководства.

Третий принцип – взаимовыгодные отношения с поставщиками.

Четвертый принцип – процессный подход.

Пятый принцип – системный подход.

Шестой принцип – вовлечённость персонала.

Седьмой принцип – принятие решений, основанных на фактах.

Существенным составляющим элементом системы, который занимается реализацией и следует этой системе, является персонал. Следовательно, качество в значительной степени формируется персоналом.

Управление персоналом является элементом системы менеджмента качества предприятия, процесс построения которого на предприятии обычно проходит поэтапно.

Этап 1. Решение руководства.

Этап 2. Обучение персонала.

Этап 3. Формирование программы внедрения СМК.

Этап 4. Описание и оптимизация бизнес-процессов.

Этап 5. Разработка нормативной документации СМК.

Этап 6. Тестирование СМК и внутренний аудит.

Этап 7. Получение сертификата.

Для внедрения СМК в авиакомпании предложено использовать следующий алгоритм принятия УР при реализации СМК в управлении персоналом.

1. Разработать программу адаптации для принимаемых на работу сотрудников, в которой будет, обязательным изучение СМК в авиакомпании

2. Персонал компании должен изучить теорию менеджмента качества, стандарты ISO серии 9000, освоить теорию процессного подхода, а также основные требования к внедрению СМК.

3. Обеспечить сотрудников информационными ресурсами или свободный доступ к ним, для возможности постоянно узнавать изменения или новости в области СМК.

К информационным ресурсам относятся:

- автоматизированные информационные системы;
- электронные каталоги;
- связь телефонная и электронной почтой;
- программное обеспечение Microsoft Office;
- интернет-ресурсы;
- оргтехника и вычислительная техника.

4. Вовлекать персонал в управление предприятием (выработка управленческих решений).

5. Руководителя группы контроля качества наделить необходимыми ему полномочиями для выполнения своих должностных обязанностей.

6. Разработать и установить систему контроля исполнительской дисциплины (КИД) для руководящего состава и работников служб, что позволит более жестко контролировать результаты работы всех служб и подразделений авиакомпании.

7. Стимулировать сотрудников к качественному труду.

8. Установить взаимосвязи между целями предприятия и целями сотрудников. При реализации данного положения параллельно будут достигаться и цели всей авиакомпании.

Политика современной авиакомпании направлена на достижение международных стандартов обслуживания заказчиков. Приоритетный характер имеет работа по поддержанию высокого уровня системы менеджмента

безопасности полетов и система экологического менеджмента. Эти системы являются частью общей системы управления предприятием, включая систему менеджмента качества (СМК), которая включает в себя организационную структуру, планирование, распределение ответственности, практические методы, процедуры, процессы и ресурсы, необходимые для разработки, внедрения, реализации, анализа и развития этих систем.

Интеграция этих систем на предприятии в общую систему управления может оказаться высокопродуктивной и дать синергический эффект. В виде улучшения качества продуктов и услуг, тем самым, повышая удовлетворенность потребителей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аристов О.В. Управление качеством: Учебник. – М.: ИНФРА-М, 2009. – 240 с.: ил. - (Высшее образование).
2. Басовский Л.Е., Протасьев В.Б. Управление качеством: Учебник. – М.: ИНФРА-М, 2008. – 212 с.
3. Управление качеством/ Е.Б. Герасимова, Б.И. Герасимов, А.Ю. Сизикин: под ред. Б.И. Герасимова – 2-е изд. – М.: ФОРУМ, 2009. – 256 с.
4. Шестопал Ю.Т., Дорофеев В.Д., Шестопал Н.Ю., Андреева Э.А. Управление качеством: Учеб. пособие. – М.: ИНФРА-М, 2008. – 331 с.
5. 8 принципов менеджмента качества – <http://regcons.ru/model-proc.htm>

УДК 65.011.4

РЕАЛИЗАЦИЯ СТРАТЕГИИ РИСК-МЕНЕДЖМЕНТА В УСЛОВИЯХ ФИНАНСОВОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ (НА ПРИМЕРЕ АВИАКОМПАНИИ «ИрАэро»)

Иванова Е.В.

*Кафедра социально-экономических дисциплин
Иркутский филиал Московского государственного технического
университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)
katka-07@inbox.ru*

Рассмотрены методические аспекты обоснования выбора и реализации стратегии риск-менеджмента в условиях финансовой неустойчивости: на основе анализа финансового состояния авиакомпании «ИрАэро», рассчитана комплексная балльная оценка риска потери финансовой устойчивости и платежеспособности авиакомпании с помощью абсолютных и относительных показателей ликвидности и финансовой устойчивости, разработаны основные стратегии управления риском, осуществлен выбор стратегии риск-менеджмента, даны практические рекомендации для реализации выбранной стратегии управления риском в условиях финансовой неустойчивости.

В современных условиях экономической нестабильности достаточно важной задачей, требующей незамедлительного решения, является проблема повышения эффективности управления авиакомпаниями, как предприятиями, функционирующими в специфической сфере деятельности. Опыт ведущих международных компаний убедительно доказывает, что стабильность развития бизнеса и повышение эффективности управления невозможны без активного использования риск-менеджмента как составной части системы управления компанией вне зависимости от ее масштабов и специфики производства или предоставления услуг [1].

В соответствии с общепринятыми определениями риска, его рассматривают как соотношение вероятности возникновения рисковых ситуаций и их возможных последствий. Реализация риска приводит к отклонению фактических результатов деятельности от запланированных. Соответственно, для преодоления вышеуказанного противоречия, необходимо эффективное управление рисковыми ситуациями. Управление риском (риск-менеджмент) – системный процесс принятия и выполнения управленческих решений, который минимизирует неблагоприятные влияния на организацию или физическое лицо убытков, вызванных случайными событиями [2]. Управление рисками в авиакомпании – это фактор конкурентоспособности, способ всестороннего обеспечения ее устойчивости и способности противостоять неблагоприятному развитию событий.

Базу для управления рисками образуют следующие основные особенности риск-менеджмента:

- управление рисками связано как с негативными, так и с благоприятными последствиями. Суть управления рисками состоит в том, чтобы определять потенциальные отклонения от запланированных результатов и управлять этими отклонениями для улучшения перспектив, сокращения убытков и улучшения обоснованности принимаемых решений. Управлять рисками означает определять перспективы и выявлять возможности для совершенствования деятельности, а также не допускать или сокращать вероятность нежелательного хода событий;

- управление рисками подразумевает тщательный анализ условий для принятия решений. Управление рисками – это логический и систематический процесс, который можно применять для выбора пути дальнейшего совершенствования деятельности, повышения эффективности бизнес-процессов организации. Это путь, ведущий к обеспечению гарантированной результативности бизнес-процессов. Риск-менеджмент должен быть интегрирован в ежедневную работу предприятия;

- управление рисками требует опережающего мышления. Управление рисками – это скорее процесс определения того, что может произойти, и одновременно обеспечение состояния готовности к этому, а отнюдь не реакционное управление деятельностью. Формализованная система риск-

менеджмента позволяет создать систему управления организацией, работающую на предупреждение возможных проблем;

- управление рисками требует четкого распределения ответственности и полномочий, необходимых для принятия управленческих решений. Высшее руководство несет генеральную ответственность за управление рисками в организации. Его исключительной прерогативой является распределение между соответствующими сотрудниками ответственности и полномочий. Решения, которые принимаются в процессе управления рисками, должны находиться в рамках законодательных требований и отвечать корпоративным целям. Таким образом, очень важно определить оптимальный баланс между ответственностью за риск и способностью контролировать этот риск;

- управление рисками зависит от эффективного процесса взаимодействия между участниками риск - менеджмента. Процесс риск-менеджмента осуществляется как во внутренней, так и во внешней среде предпринимательства, поэтому необходимо взаимодействовать и с внутренними, и с внешними участниками этого процесса. Чтобы обеспечить полноценное управление рисками, в первую очередь важно наладить эффективное взаимодействие внутри организации;

- управление рисками требует принятия сбалансированного решения. В процессе риск - менеджмента необходимо четко определять экономическую целесообразность уменьшения степени риска и достижения запланированных результатов.

Зная базовые факторы риск – менеджмента можно определить основные направления интеграции системы риск-менеджмента в систему управления организацией (таблица 1).

Таблица 1. Интеграция системы риск менеджмента в систему управления авиакомпанией.

«Традиционные» методы управления рисками	Система риск-менеджмента
Фрагментация: Каждое подразделение самостоятельно и на свое усмотрение управляет рисками в соответствии со своими функциями.	Интеграция: Процесс координируется руководством, каждый сотрудник рассматривает риск-менеджмент как часть своей работы.
Эпизодичность: Управление рисками происходит тогда, когда менеджер это сочтет нужным.	Непрерывность: Процесс управления рисками непрерывен.
Ограниченнное применение: Внимание сосредоточено на определенном сегменте рисков.	Охват всех видов деятельности: Рассматриваются все риски и возможности по их управлению.

Далее нами рассматривается реализация стратегии риск-менеджмента в сфере финансовой деятельности, которая напрямую связана с финансовой устойчивостью авиакомпании.

Финансовая устойчивость предприятия - это постоянное платежеспособное финансовое состояние предприятия, обеспечиваемое достаточной долей собственного капитала в составе источников финансирования и делающее его практически независимым от внешних негативных воздействий [3].

Основные риски авиакомпании «ИрАэро», рассматриваемые в исследовательской работе:

- риски потери платежеспособности;
- риски потери финансовой устойчивости и независимости;
- риски структуры активов и пассивов (таблица 2).

Таким образом, авиакомпании «ИрАэро» было предложено управление рисками на базе стратегии риск-менеджмента в условиях финансовой неустойчивости.

Стратегия риск-менеджмента – это искусство управления риском в неопределенной хозяйственной ситуации, основанное на прогнозировании риска и приемов его снижения.

Таблица 2. Результаты оценки рисков авиакомпании «ИрАэро».

Вид риска	Расчетная модель	Уровень риска
Риск потери платежеспособности	Абсолютные показатели ликвидности баланса	Зона критического риска
	Относительные показатели платежеспособности	Зона критического риска
Риск потери финансовой устойчивости	Абсолютные показатели	Зона катастрофического риска
	Относительные показатели структуры капитала	Зона катастрофического риска
Комплексная оценка риска финансового состояния	Относительные показатели платежеспособности и структуры капитала	Граница зон критического и катастрофического рисков

Реализация выбранной стратегии управления рисками предполагает выбор соответствующих методов и инструментов. Для авиакомпании «ИрАэро» на основе проведённого анализа выделены три основные стратегии управления рисками:

1. Контроль и предупреждение риска;
2. Передача риска;
3. Сохранение риска.

В сложившейся в настоящее время в авиакомпании ситуации возникновения риска финансовой неустойчивости и при внедрении системы риск-менеджмента в общую систему управления авиакомпании «ИрАэро» и в соответствии с заданными стратегиями развития предлагаю выбрать для авиакомпании стратегию контроля и предупреждения рисков. Так как сложившееся критическое финансовое состояние авиакомпании связано с ее

развитием и для снижения степени риска, а также для предупреждения данного состояния в будущем, считаем необходимым для успешной дальнейшей деятельности реализовать данную стратегию с помощью метода снижения наступления рисковой ситуации. Использовать инструментарий соответствующий выбранному методу реализации стратегии – анализ рисков и нахождение альтернативных вариантов предупреждения наступления рисковых ситуаций потери финансовой устойчивости, независимости и платежеспособности, используя для этого внедрение в структуру финансового менеджмента авиакомпании, а именно в общую систему контроллинга за деятельностью авиакомпании системы финансового риск-контроллинга.

Финансовый риск-контроллинг представляет собой управляющую систему, координирующую взаимосвязи между формированием информационной базы, финансовым риск-анализом, финансовым риск-планированием и внутренним риск-контролем, обеспечивающую концентрацию контрольных действий на наиболее приоритетных направлениях управления финансовыми и предпринимательскими рисками авиакомпании, своевременное выявление отклонений фактических результатов от предусмотренных и принятие оперативных управленческих решений, направленных на его нормализацию.

Рекомендовано построение системы финансового риск-контроллинга, основанное на следующих принципах:

- направленность системы финансового риск-контроллинга на реализацию разработанной финансовой стратегии авиакомпании. Для того, чтобы быть эффективным, финансовый риск-контроллинг должен носить стратегический характер, т.е. отражать основные приоритеты финансового развития авиакомпании;
- многофункциональность финансового риск-контроллинга. Он должен обеспечивать контроль реализации приоритетных показателей финансового развития с учетом факторов риска не только по авиакомпании в целом, но и в разрезе отдельных его центров ответственности, предусматривать возможность сравнения контролируемых показателей со среднеотраслевыми, обеспечивать взаимосвязь рассматриваемых финансовых показателей, складывающихся в условиях риска, с другими важнейшими показателями хозяйственной деятельности авиакомпании;
- ориентированность финансового риск-контроллинга на количественные стандарты. Эффективность управляющих действий контроллинга значительно возрастает, если контролируемые стандарты деятельности выражены конкретными количественными показателями. Это не означает, что контроллинг не должен охватывать качественные аспекты — речь идет лишь о том, что эти качественные аспекты должны быть выражены в системе количественных стандартов, что исключит различное их толкование;
- соответствие методов финансового риск-контроллинга специфике методов риск-анализа и риск-планирования. В процессе организации

внутреннего контроллинга необходимо ориентироваться на весь арсенал ранее рассмотренных систем и методов финансового риск-планирования (при подготовке стандартов контроля) и риск-анализа (при подготовке показателей, отражающих фактически достигнутые результаты, и выявлении причин их отклонений от стандартов);

- своевременность операций контроллинга. Своевременность заключается не в высокой скорости или частоте осуществления контрольных и функций, а в адекватности периодов контрольных и корректирующих действий периоду осуществления отдельных операций, связанных с генерированием финансовых и предпринимательских рисков. Главное условие своевременности финансового контроллинга заключается в следующем: он должен носить характер «раннего предупреждения кризисного развития», т.е. позволять устранять текущие отклонения прежде, чем они примут серьезный характер;

- гибкость построения контроллинга. Финансовый риск-контроллинг должен быть построен с учетом возможности приспособления к новым финансовым инструментам, к новым нормам и видам осуществления производственной и финансовой деятельности, к новым технологиям и методам осуществления финансовых операций;

- простота построения контроллинга. Простейшие формы и методы финансового риск-контроллинга, построенного в соответствии с его целями, требуют меньших усилий риск-менеджеров и, как правило, более экономичны. Чрезмерная сложность построения финансового риск-контроллинга может быть не понята или не поддержана его операторами, а также потребовать для его осуществления существенного увеличения потока информации;

- экономичность контроллинга. Затраты по осуществлению финансового риск-контроллинга должны быть минимизированы с позиций их адекватности эффекту этой системы. Это означает, что объем расходов по организации риск-контроллинга не должен превышать размера того эффекта (снижения затрат, прироста доходов, увеличения прибыли и т.п.), который достигается в процессе его осуществления.

Принципы, в свою очередь, будут являться базой для построения этапов внедрения системы финансового риск-контроллинга:

1. Определение объекта контроллинга. Объектом финансового риск-контроллинга являются рисковые решения по основным аспектам финансовой деятельности авиакомпании.

2. Определение видов и сферы контроллинга (стратегический контроллинг, текущий контроллинг, оперативный контроллинг).

3. Формирование системы приоритетов контролируемых показателей.

4. Разработка системы количественных стандартов контроля.

5. Построение системы мониторинга показателей, включаемых в финансовый риск-контроллинг. Система финансового мониторинга представляет собой разработанный в авиакомпании механизм постоянного наблюдения за важнейшими показателями финансовой деятельности,

подверженными факторам риска, определения размеров отклонений фактических результатов от предусмотренных и выявления причин этих отклонений.

6. Формирование системы алгоритмов действий по устранению отклонений будет являться заключительным этапом построения финансового риск-контроллинга в авиакомпании.

Таким образом, внедрение в финансовый менеджмент авиакомпании «ИрАэро» системы финансового риск-контроллинга позволит существенно повысить эффективность всего процесса управления рисками потери финансовой устойчивости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фомичев А.Н. Риск-менеджмент: учеб. Пособие. Москва: Дашков и К°, 2006 – 291 с.
2. Барбаумов В.Е. и др. Энциклопедия финансового риск-менеджмента. Москва: Альпина Бизнес Букс, 2006. – 877 с.
3. Балдин К.В. Риск-менеджмент: учеб. пособие по специальности "Менеджмент орг.". - М.: Эксмо: Eksmo education, 2006. – 364 с.

УДК 65.011.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ОРГАНИЗАЦИИ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ АВИАКОМПАНИИ «УРАЛЬСКИЕ АВИАЛИНИИ»

Кириллов Р.А.

Кафедра социально-экономических дисциплин

Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

Показана значимость стратегического планирования для конкурентоспособного авиапредприятия. Представлены данные, полученные в процессе SWOT-анализа, а также анализа производственно-хозяйственной деятельности авиакомпании «Уральские авиалинии». На основе проведённого анализа разработан комплекс мероприятий, направленных на достижение генеральной цели авиакомпании.

Актуальность исследования стратегического планирования авиакомпании состоит в том, что в настоящее время наблюдается нестабильность, как на внутреннем, так и на внешнем рынках авиаперевозок: снижение платежеспособного спроса, ужесточение конкуренции, увеличение цен на услуги воздушного транспорта. Спад авиаперевозок и деятельность на российском воздушном транспорте десятков, не обладающих необходимыми

финансовыми ресурсами и производственными возможностями авиаперевозчиков, выдвинули в число первоочередных задач исследование организации стратегического планирования авиапредприятий. В сложившихся условиях необходимы активные меры по разработке, внедрению и стимулированию необходимых изменений в отрасли, учитывающих успешный зарубежный опыт и адаптацию к российским условиям передовых методов и технологий организации авиаотранспортного производства и финансовой деятельности.

Объектом исследования выступило открытое авиационное общество (ОАО) Авиакомпания «Уральские авиалинии», участвующее в процессе стратегического планирования.

Цель процесса стратегического планирования - добиться роста прибыли и бизнеса в целом посредством приобретения большего числа потребителей, клиентов, покупателей. Процесс планирования помогает переосмыслить собственный бизнес [1]. Процесс стратегического планирования является непрерывным и состоит из шести взаимосвязанных этапов: определение миссии предприятия, постановка цели, анализ внутренней и внешней среды, анализ сильных и слабых сторон предприятия, анализ альтернатив и выбор стратегии, реализация и оценка реализации стратегии [2].

Исследованию процесса стратегического планирования удалено немало внимания авторами экономической литературы. Эта тема рассматривалась в учебных пособиях Басовского Л.Е. «Менеджмент», Драчевой Е.Л. «Менеджмент», Петрова А.Н. «Стратегическое планирование»; в учебниках Кнышовой Е.Н., Панфиловой Е.Е. «Экономика организации», Фатхутдинова Р.А. «Стратегический менеджмент». Официальные данные деятельности авиакомпании «Уральские авиалинии», необходимые для исследования, были взяты из годовых отчетов авиакомпании за 2007 и 2008 года, а также годовой бухгалтерской отчетности и устава авиакомпании «Уральские авиалинии».

Авиакомпанией четко определены миссия и цель. Миссией авиакомпании «Уральские авиалинии» является удовлетворение потребностей клиентов в услугах воздушной перевозки, развитие компании и ее ценностей с целью роста капитализации, надежности инвестиций для акционеров и успеха каждого сотрудника авиакомпании.

Целью авиакомпании «Уральские авиалинии» является получение прибыли за счет выполнения пассажирских и грузовых воздушных перевозок; периодического и оперативного технического обслуживания и ремонта воздушных судов и авиадвигателей; агентского обслуживания авиаперевозок (собственных и сторонних авиаперевозчиков).

Анализ внешней и внутренней среды авиакомпании показал, что к факторам внешней среды авиакомпании «Уральские авиалинии» относятся:

1. Жесткая конкуренция между перевозчиками, наличие на рынке авиауслуг крупных авиакомпаний и зарубежных авиаперевозчиков.
2. Влияние природных факторов на деятельность авиакомпании

минимально, т.к. климат Свердловской области отличается достаточно невысоким уровнем осадков, отсутствием сильных ветров и сопутствующих им природных явлений, опасных для гражданской авиации.

3. Стабильность экономической и политической ситуации в РФ минимизирует риски, связанные с возможными военными конфликтами, введением чрезвычайного положения и забастовками в стране и регионе.
4. Отсутствие негативного воздействия на окружающую среду со стороны авиакомпаний, т.к. деятельность по осуществлению пассажирских и грузовых авиаперевозок в РФ лицензирует и контролирует государство.
5. Изменение валютных курсов на мировом и российском рынке отрицательно влияет на финансовые показатели деятельности авиакомпаний, т.к. продажа всех регулярных и чартерных рейсов в страны дальнего зарубежья и СНГ производится по тарифам, зарегистрированным в иностранной валюте.

6. Высокое налоговое бремя в РФ, хотя в настоящее время Правительство РФ проводит политику снижения налогового бремени на российских налогоплательщиков.

К факторам внутренней среды авиакомпании «Уральские авиалинии» относятся:

1. Снижение пассажиропотока, что, в свою очередь, ведет к падению производственных объемов, падению выручки от продаж авиаперевозок.
2. Удорожание потребляемых авиакомпанией ресурсов и услуг (повышение уровня мировых цен на нефть и цен на энергоносители, увеличение стоимости услуг аэропортов, топливозаправочных компаний, авиаремонтных заводов, навигационных служб и др.).
3. Высококвалифицированный и мотивированный персонал, который способен обеспечить конкурентное преимущество авиакомпании на рынке авиационных перевозок.
4. Высокий уровень безопасности полетов (отсутствие авиационных происшествий, серьезных инцидентов и т.п.).
5. Обновленный парк ВС, с помощью которого можно удовлетворять спрос на внутренние и международные перевозки в соответствии с международными требованиями.

Обязательным этапом стратегического планирования является анализ сильных и слабых сторон авиакомпании «Уральские авиалинии».

Сильными сторонами авиакомпании «Уральские авиалинии» являются:

1. По объемам перевозок и парку авиационной техники авиакомпания является крупнейшим региональным перевозчиком Урала.
2. Устойчивая позиция на рынке авиаперевозок (развитая маршрутная сеть, множество партнеров, агентов, постоянных клиентов), высокая историческая репутация и высокое качество услуг авиакомпании.

3. Удобное географическое расположение авиакомпании;
4. Активная социальная политика авиакомпании (выполняются условия отраслевого тарифного соглашения и коллективных договоров, заключенных между администрацией и трудовым коллективом).
5. Наличие парка ВС в состоянии летной годности, позволяющего выполнять собственную программу авиаперевозок.
6. Планомерное обновление и модернизация самолетного парка на фоне общероссийского явления износа парка ВС.

Слабыми сторонами авиакомпании «Уральские авиалинии» являются:

1. Повышение тарифов на авиаперевозки может привести к критическому спаду объемов перевозок.
2. Сезонность авиаперевозок снижает среднегодовой процент использования парка ВС.
3. Слабая защищенность авиакомпании от актов незаконного вмешательства в деятельность ГА (использования воздушного транспорта в террористических целях).
4. Повышение эксплуатационных рисков на транспорте (эксплуатационная надежность авиатехники, квалификация персонала, система контроля и управления качеством).
5. Влияние инфляции на доход по ценным бумагам, т.к. акции авиакомпании «Уральские авиалинии» номинированы в национальной валюте (рублях).

В настоящее время авиакомпания «Уральские авиалинии» укрепляет свои позиции на рынке предоставления авиатранспортных услуг с помощью следующих стратегий и разработок:

1. Увеличение эффективных объемов перевозок. Для сохранения и увеличения объемов перевозок авиакомпанией были введены дополнительные частоты выполнения рейсов в день, введена гибкая система тарифов и льгот, расширен спектр сервисных услуг на борту ВС.
2. Расширение географии полетов. Были открыты новые регулярные рейсы не только по России и странам СНГ, но и рейсы в страны дальнего зарубежья.
3. Обновление парка воздушных судов. Авиакомпания «Уральские авиалинии» постоянно модернизирует самолетный парк. В соответствии с перспективным планом развития к 2015 г. парк самолетов авиакомпании будет содержать около 30 самолетов иностранного производства.
4. Повышение сервиса, качества обслуживания пассажиров, разработка специальных программ авиакомпании «Уральские авиалинии» и развитие социальной политики. Авиакомпания разрабатывает и реализует программноцелевые проекты, привлекая пассажиров на свои рейсы, предлагая свои услуги, отличные от конкурентов: различные социальные программы, услуги по доставке авиабилетов непосредственно в офис или на дом, организация информационной службы.

5. Совершенствование кадровой политики. Успешная реализация стратегических планов авиакомпании невозможна без совместных усилий всего коллектива. Высококвалифицированный и мотивированный персонал способен обеспечить конкурентное преимущество авиакомпании на рынке авиационных перевозок. Главным гарантом безопасности пассажирских и грузовых авиаперевозок и качества предоставляемых услуг является персонал авиакомпании «Уральские авиалинии».

6. Расширение сети продаж и вхождение в мировую систему бронирования авиабилетов.

7. Развитие сети представительств в городах.

8. Совершенствование международного сотрудничества.

Таким образом, реализуя предлагаемые стратегии развития, меняя при этом организационную структуру и культуру, используя свои программноцелевые проекты, авиакомпания «Уральские авиалинии» должна обеспечить обществу возможность получения авиатранспортных услуг с высоким качеством на всех уровнях, быть узнаваемой на рынке и достичь своей генеральной цели - стать конкурентоспособной, эффективной компанией, с высокой корпоративной культурой через поиск и внедрение новых технологий, позволяющих развивать международные стандарты авиаперевозок.

Основываясь на данных о динамике изменения прибыли авиакомпании «Уральские авиалинии» за последние пять лет (с 2004 г. по 2008 г.), можно с помощью экспресс-метода спрогнозировать прибыль авиакомпании «Уральские авиалинии» на 2009-2010 года. Прогнозное значение величины прибыли авиакомпании «Уральские авиалинии» на 2009 год составит 96 038 тыс. руб., на 2010 год - 308 248 тыс. руб.

В сложившейся ситуации можно высказать следующие предложения по достижению генеральной цели для авиакомпании «Уральские авиалинии»:

1. Руководству определить целевой рынок и наиболее ценные для потребителей характеристики услуг.

2. Осуществлять мероприятия по повышению качества перевозок: провести потребительские опросы, проверяя соответствие сервиса установленным критериям, обучить и стимулировать сотрудников, разработать системы контроля производительности труда.

3. Создать положительный имидж авиакомпании (отдельная зона регистрации пассажиров, отдельные залы ожидания с современным оборудованием, запоминающаяся униформа-обмундирование персонала АК).

4. Усовершенствовать качество обслуживания пассажиров на борту ВС (высокое качество бортпитания и меню питания, максимально удобный шаг кресел на борту ВС, развлекательные программы для пассажиров).

5. Осуществлять мероприятия по усовершенствованию маршрутизации и тарифной политики (стыковка расписания полетов для снижения времени ожидания пассажирами в транзитных аэропортах, снижение тарифной конкуренции между перевозчиками, проведение программ поощрения часто

летающих пассажиров).

6. Организовать правильное распределение финансовых ресурсов авиакомпании.

7. Постоянно повышать квалификацию и качество подготовки персонала авиакомпании (курсы повышения квалификации и переквалификации, совместные занятия и тренировки, проведение конференций и обмен опытом).

8. Развить чувство приверженности, преданности сотрудников авиакомпании.

9. Осуществлять высокий уровень технического обслуживания и ремонта ВС с целью обеспечения высокого уровня безопасности полетов и авиационной безопасности.

10. Перевозку пассажиров осуществлять на воздушных судах, которые соответствуют требованиям ИКАО по безопасности, уровню шума и выброса вредных веществ, а также на воздушных судах, салоны которых оборудованы развлекательными программами для пассажиров.

11. Сотрудничать с отечественной авиапромышленностью, производить частные инвестиции авиакомпаний в российские авиастроительные предприятия.

Эти предложения смогут помочь руководству авиакомпании укрепить свои позиции на внутреннем рынке авиаперевозок, а также оценить возможность и начать подготовку своей компании к вступлению в ведущие глобальные (международные) авиационные альянсы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Малюк В.И., Немчин А.М. Производственный менеджмент: учеб. пособие. СПб: Питер, 2008.
2. Семь нот менеджмента: настольная книга руководителя / под ред. В. Красновой и А. Привалова. 3-е изд. - М.: ЗАО "Журнал Эксперт", 2006.

УДК 65.011.4

ОРГАНИЗАЦИЯ СТРУКТУРИРОВАНИЯ ГРУЗОВОГО БИЗНЕСА В СОСТАВЕ АВИАКОМПАНИИ «ИрАэро»

Кременецкая А.Д.

Кафедра социально-экономических дисциплин

Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

tumakan@yandex.ru

Описаны наиболее важные противоречия, осложняющие деятельность грузовых авиаперевозчиков Восточно-Сибирского региона. Приведены сведения о тенденциях и

особенностях российского рынка грузовых авиаперевозок. Обоснованы тенденции грузовых авиаперевозок авиакомпании «ИрАэро». Описаны основные параметры конкурентоспособности грузовой авиакомпании. Приведён предполагаемый грузооборот дочерней грузовой компании «ИрАэро - Карго».

Воздушные грузовые перевозки играют исключительно важную роль для экономического и социального развития Восточно-Сибирского региона, расположенного на основных транспортных магистралях, соединяющих Европу с дальневосточными районами России и странами Азиатско-Тихоокеанского региона. Границы с такими странами, как Китай и Монголия позволяют наладить на авиационном рынке Восточной Сибири международные грузовые авиаперевозки. Особенно большим спросом пользуется доставка грузов из Китая, ввиду широкого распространения китайской продукции на Российском и мировом рынках. Однако ситуация на авиационном рынке сегодня осложнена интенсивной экспанссией авиакомпаниями других регионов. Это приводит к захвату части объёмов работ, и, следовательно, снижению доходов местных авиакомпаний. Кроме этого, существует ряд противоречий, осложняющих деятельность грузовых авиаперевозчиков. Отметим наиболее важные из них:

1. Ориентировка аэропорта в первую очередь на прием пассажирских воздушных судов и на создание сервисов, необходимых для приема пассажиров.
2. Несоответствие качества предоставляемых грузоперевозчиком услуг возросшим требованиям клиентов.
3. Отсутствие оперативной информации об изменениях в законодательстве, связанных с грузоперевозками.

Отмеченные противоречия позволили обозначить следующую проблему: выделение грузовых авиаперевозок из основной деятельности авиакомпании в самостоятельный бизнес. Для эффективного решения вышеуказанной проблемы необходимо реализовать ряд задач, одной из которых является исследование тенденций и особенностей рынка грузовых авиаперевозок.

Структура грузовых перевозок российскими авиапредприятиями по видам воздушных линий за 2009 год представлена следующими данными: международные грузовые перевозки в общем грузообороте российских авиакомпаний составили 65%, в том числе 44% - на нерегулярных и 21% - перевозки на регулярных авиалиниях [1]. Доля внутренних перевозок составила 35%, из них 19% приходится на перевозки нерегулярные. Представленные количественные данные соотносятся и с качественными характеристиками, которые представлены основными тенденциями российского и зарубежного рынка грузовых авиаперевозок.

Несмотря на важность всех представленных негативных тенденций, наиболее значимыми, на наш взгляд, являются недостаточно эффективная организация перевозочного процесса и низкий уровень конкурентоспособности

в сравнении с мировыми грузоперевозками. Положительные тенденции российского рынка грузовых авиаперевозок проявляются, в первую очередь, в стремлении российских авиакомпаний к повышению конкурентоспособности, что находит своё отражение в модернизации инфраструктуры аэропортов, строительстве грузовых терминалов и т.п [2]. Некоторые авиакомпании, к примеру, ОАО «Аэрофлот – российские авиалинии» осуществляют структурирование авиагрузового производства и всех его направлений как самостоятельного вида авиабизнеса в составе авиакомпании.

На основании вышеизложенного нами были сформулированы основные тенденции грузовых перевозок авиакомпании «ИрАэро», которая была принята в качестве базового предприятия в нашей дипломной работе. К негативным тенденциям авиакомпании были отнесены:

1. Узкофюзеляжный парк воздушных судов, неспособный осуществлять перевозку грузов на международных авианаправлениях;
2. Конкуренция с авиакомпаниями других регионов;
3. Неурегулированная система таможнирования грузов на международных направлениях.

Таблица 1. Тенденции российского рынка грузовых перевозок.

Негативные тенденции российского рынка грузовых перевозок	Положительные тенденции российского рынка грузовых авиаперевозок, учитывающие адаптацию к мировому авиарынку
<p>1. Развитие грузовых перевозок как вторичный вид деятельности авиакомпаний по отношению к пассажирским перевозкам на принципах логистики, агентирования, коммерческого обслуживания для пассажирских перевозок.</p> <p>2. Большое количество авиаперевозчиков на маршрутах и усиление экономически неоправданной конкуренции.</p> <p>3. Низкий уровень конкурентоспособности в сравнении с мировыми грузоперевозками, в части используемого парка воздушных судов.</p> <p>4. Недостаточно эффективная организация перевозочного процесса.</p> <p>5. Несоответствие существующей нормативно-правовой базы современным внутренним и международным требованиям.</p> <p>6. Ужесточение таможенного режима.</p>	<p>1. Стремление российских авиакомпаний к повышению конкурентоспособности, эффективности грузовой деятельности.</p> <p>2. Совершенствование менеджмента, использование новых информационных технологий.</p> <p>3. Модернизация аэропортов, их инфраструктуры, строительство грузовых терминалов.</p> <p>4. Структурирование авиагрузового производства и всех его направлений как самостоятельного вида авиабизнеса в составе авиакомпании.</p>

Положительные тенденции авиакомпаний обусловлены:

1. Выгодным географическим расположением, в частности, границы с КНР и Монголией, позволяют быстро и грамотно вести логистическую деятельность и занять экономически и финансово выгодную нишу.
2. Лучшим положением по сравнению с другими авиакомпаниями в части сегментации грузового авиа рынка по международной перевозке и доставке груза.

Проанализировав данные тенденции, мы пришли к выводу, что для завоевания определённой доли рынка авиакомпанией «ИрАэро», важно повысить её конкурентоспособность по наиболее важным параметрам.

Для их определения в качестве основы использовались параметры конкурентоспособности, разработанные в работе И.А. Десятниченко [3]. В предложенной модели он определяет критические, потребительские и экономические параметры.

На основе ранжирования основных параметров конкурентоспособности грузовой авиакомпании мы определили наиболее значимые (сохранность, время перевозки, имидж авиакомпании, тариф, размеры территории и географическое положение страны-резиденты авиакомпании) и значимые (тип ВС, организация системы продаж, организация обработки грузов в аэропорту, логистическая сеть агентирования, наземное обслуживание в аэропорту) показатели.

Выделение указанных параметров позволило заключить, что задача повышения конкурентоспособности авиакомпании, выполняющей грузовые перевозки, в конечном итоге сводится к повышению уровня организации грузового бизнеса авиакомпании на основе его структурных преобразований. В соответствии с вышеизложенным предложена организационная структура управления авиакомпании «ИрАэро - Карго» с выделением грузового бизнеса в рамках самостоятельной дочерней грузовой компании, особенности которой заключаются в особой системе хозяйственных отношений дочерней грузовой авиакомпании с соответствующими структурами многофункциональной авиакомпании, а также с аэропортами, другими компаниями и внешними структурами грузовых перевозок. Содержание хозяйственных отношений дочерней авиакомпании основываются на договорах и принципах прямых финансовых расчетов за предоставленные услуги. Особое внимание уделено совершенствованию корпоративных отношений грузовой с многопрофильной авиакомпанией по поводу использования грузовых емкостей пассажирских ВС, а также использования транспортно-логистических центров. Предусмотрены коммерческие взаимоотношения грузовой авиакомпании с внешними структурами грузовых перевозок услуг, с объектами аeronавигационного обслуживания, с другими авиакомпаниями для организации интеграционных форм сотрудничества.

В соответствии с предложенными параметрами конкурентоспособности и организационной структурой дочерней грузовой компании на основе анализа финансово-экономической деятельности авиакомпании «ИрАэро»

были спрогнозированы основные сегменты предполагаемой деятельности и предполагаемый грузооборот дочерней грузовой компании «ИрАэро - Карго» (таблица 2).

Полученные данные позволяют говорить о эффективности предлагаемых преобразований. Практическую значимость рассматриваемой задаче придает также возможность использования результатов ее решения в качестве целевых нормативов при определении показателей производственно-финансовой деятельности авиакомпании в части: улучшения структуры грузовых перевозок по воздушным авиалиниям, использования грузовых ВС и предоставленных грузовых емкостей пассажирских ВС, а также структуры цен на грузовые авиаперевозки.

Таблица 2. Предполагаемый грузооборот дочерней грузовой компании «ИрАэро - Карго».

Показатель	Единица измерения	Отчет		Прогноз		
		2008	2009	2010	2011	2012
Базовый вариант						
Перевозка грузов и почты рег.	тонн	191,2	188,11	-	-	-
Перевозка грузов и почты не рег.	тонн	3397,33	1713,96	-	-	-
Перевезено всего	тонн	3588,5	1902,07	-	-	-
Почтово-грузовой	ткм	3144,0	1722,42	-	-	-
Доходы		Комм.т	Комм.т	-	-	-
Расходы		Комм.т	Комм.т	-	-	-
Прибыль		Комм.т	Комм.т	-	-	-
Предлагаемый вариант						
Перевозка грузка рег.	кг	-	-	50	100	150
Грузооборот	Ткм	-	-	303,03	606,03	909,03
Доходы	Тыс.р	-	-	49155000	98310000	147465000
Расходы	Тыс.р	-	-	13863400	27726800	41590200
Прибыль	Тыс.р	-	-	35391600	70783200	106174800

ЛИТЕРАТУРА

1. Всё о грузовых авиаперевозках – <http://www.aviagruz.ru>
2. Грузовое агентство – <http://gruzag.ru>
3. Десятниченко И.А. Методический подход к оптимизации финансовых показателей для обоснования структурированного грузового бизнеса. Актуальные проблемы управления – 2006: Материалы 11-й

международной научно-практической конференции. Вып. 7 / ГУУ. – М., 2006.

УДК 65.011.2

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗОНЫ НАЛОГОВОГО КОМФОРТА ПО ОСНОВНЫМ НАЛОГАМ АВИАКОМПАНИИ «ИрАэро»

Лосева Т.Б.

Кафедра социально-экономических дисциплин

Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации (ИФ МГТУ ГА)

katka-07@inbox.ru

Разработана и апробирована на балансовых показателях деятельности авиакомпании «ИрАэро» методика, позволяющая предприятию самостоятельно определять зоны налогового комфорта по основным налогам. На основе предлагаемых критерии выявлены возможные причины увеличения налоговых рисков. Определена значимость указанной методики при оценке результативности системы налогового менеджмента авиакомпании.

Взаимоотношения с государством по поводу уплаты налогов являются неотъемлемой частью деятельности любой организации в современном мире. Наиболее цивилизованным методом налогового менеджмента на предприятии в настоящее время является налоговое планирование, которое можно рассматривать как одну из основных функций налогового менеджмента. Налоговое планирование представляет собой планомерное и обоснованное с экономической, и, прежде всего, правовой точки зрения, снижение абсолютной величины выплат налогового характера, а, следовательно, и уменьшение налоговой нагрузки. В связи с этим целесообразно введение такого понятия как «зона налогового комфорта», предполагающая осуществление деятельности, при которой при минимальном размере налоговых платежей налоговые риски остаются минимальными.

При принятии управлеченческих решений руководство организации должно быть уверено в том, что обладает всей полнотой налоговой информации, а также в том, что используемая информация вполне достоверна. Кроме того, грамотно построенная налоговая и бухгалтерская система организации служит надежной гарантией от разного рода налоговых и иных (таможенных, валютных, административных и даже уголовных) санкций [1]. Последнее обстоятельство особенно важно для принятия управлеченческих решений, поскольку позволяет исключить или свести до приемлемого уровня риск

непредвиденного возрастания затрат, связанных с исками и претензиями налоговых или иных контролирующих государственных органов. Другими словами, грамотно организованная налоговая система в организации позволяет при принятии управленческих решений управлять фактором неопределенности.

Проведённый в процессе исследования анализ налоговой системы России, политических и социальных целей государства, интересов предприятия, собственников, работников, и, наконец, интересов контрагентов предприятий, позволил определить общие цели всех этих субъектов. Эти общие цели можно обозначить как пространство интересов – совокупность заинтересованных в деятельности компании лиц, их целей и интересов, то есть множество заинтересованных в деятельности компании лиц и подмножество их целей и интересов. Пересечение таких подмножеств провоцирует конфликт интересов, объединение – баланс интересов.

Успешная работа для любого предприятия возможна лишь при достижении баланса между отношением налоговых рисков и налогового бремени, что собственно и решает конфликт с государством.

Для этого необходимо создание методики, позволяющей компании: контролировать вероятность налоговой проверки; избежать дополнительных затрат в виде штрафных санкций при проверке; построить эффективную систему налогового менеджмента, направленного на снижение налоговых рисков для компании.

Работа по построению методики определения зоны налогового комфорта для предприятия должна базироваться на методике работы налоговых органов. В качестве таковой была принята концепция системы планирования выездных налоговых проверок, утвержденная приказом ФНС России от 30 мая 2007 года № ММ-3-06/333@ [2]. Целью создания данной концепции явилась необходимость создания единой системы планирования выездных налоговых проверок, повышения налоговой дисциплины и грамотности налогоплательщиков, а также совершенствования организации работы налоговых органов при реализации полномочий в отношениях, регулируемых законодательством о налогах и сборах, предоставленных НК РФ [3].

Для того, чтобы проследить некую закономерность в периодичности проведения проверок налоговыми органами, а также доначисления в соответствии с приведенными проверками налоговых санкций и сумм налога, необходимо провести анализ по достаточно крупной группе предприятий за довольно длительный срок.

В качестве источника информации использована репрезентативная выборка, в которую вошло двадцать одно предприятие. Видами деятельности исследуемых предприятий являются оптовая и розничная торговля, производство, оказание услуг. Предлагаемая выборка удовлетворяет условию, согласно которому в неё должны быть включены предприятия, представляющие большую часть от общего числа юридических лиц, осуществляющих деятельность в РФ.

В связи с тем, что предлагаемая методика основывается на тех же методических материалах, которыми руководствуются в своей деятельности налоговые органы, она позволяет максимально снизить налоговые риски [4]. Однако целью разработанной методики является не столько минимизация налоговых выплат, сколько наиболее комфортное совместное существование государства и бизнеса без ущемления взаимных интересов и в соответствии с преследуемыми каждой из этих двух сторон целями.

В процессе апробации предлагаемой методики на балансовых показателях деятельности авиакомпании «ИрАэро», проведен анализ ее эффективности, который показал, что применение методики определения зоны налогового комфорта на самом деле позволяет прогнозировать проведение налоговых проверок, чем снижает риск их внезапного проведения и, соответственно, вызываемых ими последствий.

Оценка деятельности авиакомпании на предмет наличия налоговых рисков построена на основе использования 12 критериев. В данной статье приведены наиболее значимые из них.

Критерий 1. Налоговая нагрузка налогоплательщика в сравнении со среднеотраслевой по видам экономической деятельности.

В зависимости от вида осуществляющей деятельность органы ФНС рассчитывают среднеотраслевую налоговую нагрузку (для отрасли «Транспорт и связь» равен 11,7%), по приведенной в типовом положении формуле рассчитывается налоговая нагрузка для предприятия.

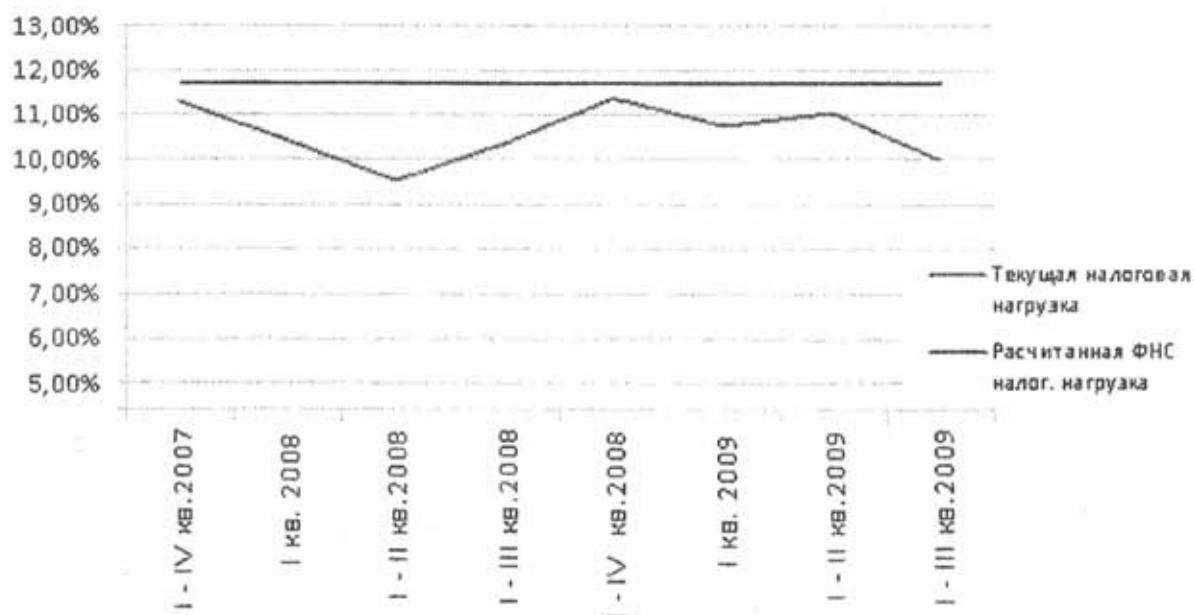


Рисунок 1. График структуры налоговой нагрузки в выручке компании.

На графике видно, что текущая налоговая нагрузка авиакомпании ниже средних значений по отрасли, что, конечно, повышает риски проведения выездной налоговой проверки, но незначительно, так как расхождение средней налоговой нагрузки по исследуемому предприятию и среднеотраслевыми значениями, в большинстве периодах, не более 20%. За полугодие 2008 года этот порог был больше 20%, что значительно повысило риски проведения выездной налоговой проверки, так же стремление к этому порогу можно увидеть за 9 месяцев 2009 года.

Критерий 2. Опережение темпа роста расходов над темпами роста доходов от реализации товаров (работ, услуг).

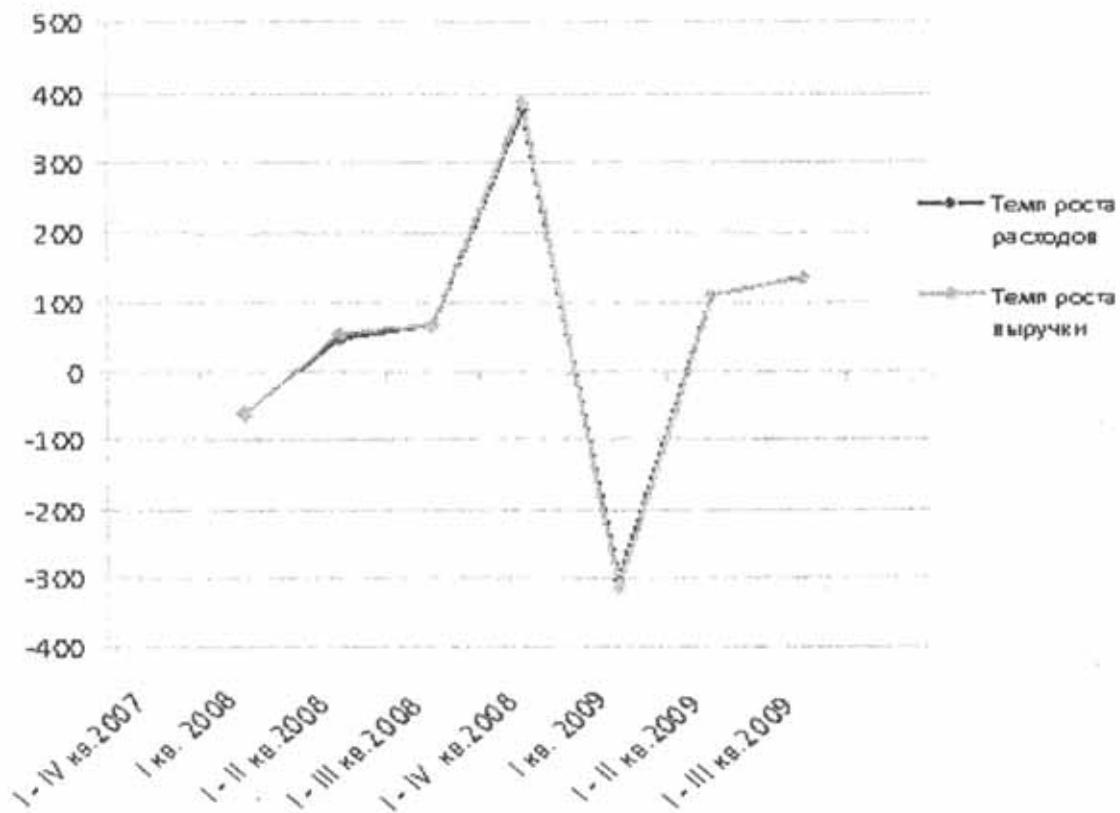


Рисунок 2. Темпы роста доходов и расходов.

На приведенном графике в наглядной форме представлены темпы роста доходов и расходов авиакомпании. По мнению налоговых органов, которое нельзя назвать необоснованным, доходы и расходы находятся в прямой зависимости друг от друга. Любое отклонение от данной нормы может являться основанием для налоговой проверки. Не допускается также пересечение графиков темпа роста доходов и расходов в одной точке. В нашем случае кривые темпа роста доходов и расходов находятся в прямой зависимости друг от друга и пересекаются в течение всего анализируемого периода, что повышает риски проведения налоговой проверки.

Критерий 3. Отражение в налоговой отчетности значительных сумм налоговых вычетов за определенный период.

Анализируя данный критерий, компании рекомендуется определить для себя оптимальное значение доли НДС к вычету, которое будет меньше среднего значения данного показателя по региону, и придерживаться данного значения в своей деятельности, не допуская его резких колебаний от периода к периоду.

Таблица 1. Анализ доли НДС к вычету.

Период	Показатели	Доля вычетов, %
	4 квартал 2007	84,685
	1 квартал 2008	90,447
	2 квартал 2008	96,158
	3 квартал 2008	93,305
	4 квартал 2008	95,135
	1 квартал 2009	89,297
	2 квартал 2009	91,070
	3 квартал 2009	96,157

Для исследуемого нами предприятия в некоторых периодах (во втором квартале 2008 года, в четвертом квартале 2008 года и 4 квартале 2009г.) доля НДС к вычету выше среднего значения данного показателя по региону (для Иркутской области это 94,2%). Этот факт повышает риск проведения налоговой проверки в указанных интервалах.

Критерий 11. Значительное отклонение уровня рентабельности по данным бухгалтерского учета от уровня рентабельности для данной сферы деятельности по данным статистики.

Таблица 2. Отклонение рентабельности.

Период	Показатели	Рентабельность продаж, %	Отраслевой показатель, %	Комментарий
I - IV кв. 2007 года	6,22	16,3		Показатель ниже нормы
I кв. 2008 года	8,54	16,3		Показатель ниже нормы
I - II кв. 2008 года	14	16,3		Показатель ниже нормы
I - III кв. 2008 года	6	16,3		Показатель ниже нормы
I - IV кв. 2008 года	3,58	16,3		Показатель ниже нормы
I кв. 2009 года	2,41	16,3		Показатель ниже нормы
I - II кв. 2009 года	2,21	16,3		Показатель ниже нормы
I - III кв. 2009 года	0,23	16,3		Показатель ниже нормы

Статистику по отраслевой рентабельности регулярно публикует Росстат (для отрасли транспорт 16,3%) Налоговиков привлекает значительное – 10% и более – отклонение уровня рентабельности по данным бухгалтерского учета от среднеотраслевого уровня.

Для анализируемого нами предприятия отклонения коэффициентов рентабельности находятся на неприемлемом низком уровне.

Итоги анализа были сведены в таблицу, из которой видно, что в течение всего анализируемого периода уровень налогового риска для авиакомпании трижды соответствовал категории «высокий». «Средний» уровень налогового риска, в соответствии с методикой, присутствовал в 4 периодах.

Таблица 3. Уровни налогового риска по периодам анализа.

Периоды	Налоговый риск (высокий, средний, низкий)	Проводилась ли налоговая проверка на предприятии (да/нет)
4 квартал 2007	Низкий	Нет
1 квартал 2008	Средний	Нет
2 квартал 2008	Высокий	Да
3 квартал 2008	Высокий	Да
4 квартал 2008	Средний	Нет
1 квартал 2009	Средний	Нет
2 квартал 2009	Средний	Да
3 квартал 2009	Высокий	Да

Также в таблице указано, проводилась ли налоговая проверка на предприятии за соответствующий период. Мы видим, что в периодах, когда предложенная методика указывала на наличие высокого налогового риска налоговые проверки проводились. Также видно, что налоговая проверка проводилась и в одном из четырех периодов, в котором уровень налогового риска соответствовал среднему.

Проанализировав деятельность авиакомпании «ИрАэро» по разработанной методике можно наглядно увидеть возможные причины увеличения налоговых рисков для компании и исходя из этого, строить эффективную систему налогового менеджмента направленного на их снижение. К тому же данная методика послужит хорошей формой контроля за результативностью проводимой на предприятии системы налогового менеджмента.

Разработанная методика представлена в форме электронной книги, исходя из личного опыта, на заполнение этой формы бухгалтер тратит 20 минут рабочего времени, это не сопоставимо со временем потраченного на налоговую проверку. Заполнив форму, автоматически будут обозначены периоды и причины повышения налогового риска, а, следовательно, появится возможность внести корректировки. Иногда разница между результатами и

отраслевыми показателями минимальна и корректировка будет не значительна, при этом налоговые риски будут минимальны.

В заключении можно отметить, что успешная работа для любого предприятия возможна лишь при достижении баланса между отношением налоговых рисков и налогового бремени, что собственно и решает конфликт с Государством. К тому же это в интересах Покупателя, ведь налоговые риски компании будут сведены к минимуму при том объеме налогового бремени, которое не будет вызывать лишних подозрений у Государства.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранова, О., Савесерис, С. Нюансы налоговых проверок: что предпринять в ответ на действия налоговиков // Налоговый вестник,. – 2009. – №8. - С. 74-82.
2. О внесении изменений в приказ ФНС России от 30.05.2007 №ММ-3-06/333@ «Об утверждении концепции системы планирования выездных налоговых проверок: Приказ Федеральной налоговой службы от 14 октября 2008г. №ММ-3-2/467@ //Справочно-информационная система «Консультант Плюс»
3. Налоговый Кодекс Российской Федерации. – М.: Юркнига, 2006.
4. Васильев В.В. Налоговые риски// Бухгалтерские вести. - 2009. – (№ 12/2008). - 31 марта.- С. 33-38.

Именной указатель

А

- Агарышев А.И. 150
Акулов О.В. 16
Андросова Е.Г. 222
Афраймович Э.Л. 172

Б

- Базаржапов А.Д. 179
Богданович Д.В. 195

Г

- Голованов И.Г. 50
Гордеева Е.П. 226
Гудков А.С. 99

Д

- Донцов В.Г. 96
Дроздов А.В. 130
Дунаев М.П. 57

Е

- Ерохин В.В. 188

З

- Забобин В.В. 139
Зверев А.Г. 150
Зиянгиров А.Д. 195

И

- Иванова Е.В. 230
Исаев А.И. 130

К

- Карабченцев В.А. 172
Кашковский В.В. 60, 118
Кивокурцев А.Л. 42
Кириллов Р.А. 236
Кременецкая А.Д. 241
Кривель С.М. 16, 110
Круглов С.П. 68
Курганский В.Г. 16

Л

- Лежанкин Б.В. 165
Лосева Т.Б. 246

М

- Малисов Н.П. 165
Межетов М.А. 179
Мишин С.В. 34
Мишина И.В. 34
Мухопад А.Ю. 57
Мухопад Ю.Ф. 8, 57

О

- Одареев В.А. 99

П

- Патрикеев О.В. 209, 216
Попов В.М. 87

Р

- Рыжков Д.А. 160

С

- Сазонова Н.Г. 50
Сизых В.Н. 79
Слепченко А.П. 188
Смирнова Т.В. 22
Сосновский М.Ю. 202
Суржик В.В. 8, 102

Т

- Татаринов П.В. 160
Туринцев С.В. 158

У

- Устинов В.В. 60

Х

- Ходацкий С.А. 124

Ч

Чигвинцев А.А. 79

Ш

Шелковников В.Н. 65

Щ

Щеглова Н.С. 130

Для заметок

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИИ

Сборник трудов
I-й Научно-практической конференции
преподавателей, научных работников и аспирантов

Печать трафаретная	Подписано в печать	
128 п. л.	Формат 21x29/2	15,7 уч.-изд. л.
	Заказ № 65	Тираж 100 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 987-5-9902240-1-8*

© ИФ МГТУ ГА, 2009