

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ

**ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО
УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)**

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

СБОРНИК ТРУДОВ

**IV научно-практической конференции преподавателей,
научных работников и аспирантов**

3-5 декабря 2013 г.

Иркутск – 2014

ББК 39.5
УДК 629.7

Редакционная коллегия

- Ответственный редактор – Скрыпник О.Н., зам. директора Иркутского филиала МГТУ ГА по УНР, д.т.н., профессор.
- Технические редакторы – Тихова А.И.
Скулина М.И.
- Члены редколлегии – Патрикеев О.В., зав. кафедрой АРЭО, доцент;
Попов В.М., зав. кафедрой АЭС и ПНК, к.т.н., доцент;
Кривель С.М., зав. кафедрой ЛА, к.т.н., доцент;
Исаев А.И., зав. кафедрой АД, д.т.н., профессор;
Шутова Т.А., доцент кафедры ЭАП, к.п.н., доцент;
Астраханцев О.Н., зав. кафедрой ГСПД, к.и.н., доцент;
Ставцева А.А., начальник отдела РИ и НР, к.фил.н., доцент.

Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России. Сборник трудов IV научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов. 3-5 декабря 2013 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2013. – 272 с.

ISBN 978-5-9902240-5-6

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

Освещены вопросы, касающиеся проблем организации и управления воздушным движением, контроля качества и повышения надежности радиоэлектронного оборудования и авионики, проектирования и испытания узлов и механизмов летательных аппаратов, повышения надежности систем управления воздушными судами, управления авиапредприятиями и т.д.

Сборник предназначен для 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

Предисловие.....	9
------------------	---

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Курдюков Ю.А. АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РОССИЙСКИХ АЭРОПОРТОВ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ.....	11
Горбачев О.А. ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ОСНОВЕ НОВОГО МЕТОДА КОРРЕКЦИИ ИОНОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ В ОДНОЧАСТОТНЫХ ПРИЕМНИКАХ ГЛОНАСС.....	17
Астраханцев О.Н. ИЗ ИСТОРИИ ФОРМИРОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ВОЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ КАДРОВ В СИБИРИ В 1923-1945 гг.....	26
Кривель С.М. ОПЫТ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПОСТРОЙКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ.....	31

СЕКЦИЯ

«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ»

Воробьев С.А. СРЕДСТВА РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ И КОМПЛЕКСЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ОВД.....	36
Патрикеев О.В. ПОДАВЛЕНИЕ ПОМЕХ ПРИ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКЕ СИГНАЛОВ	45
Арефьев Р.О. ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОВМЕЩЕННОГО ПРИЕМНИКА СПУТНИКОВЫХ РНС.....	51
Туринцев С.В., Портнов М.А. РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОЦЕДУРНОГО ТРЕНАЖЕРА САМОЛЕТА ИЛ-96.....	54

Убайчин А.В. МНОГОПРИЕМНИКОВЫЕ МИКРОВОЛНОВЫЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ В ЗАДАЧАХ АЭРОНАВИГАЦИИ..	57
Жуковский А.С., Скребнев П.В., Милюкин А.М. ИМИТАТОР РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ ПЕРВИЧНОГО И ВТОРИЧНОГО КАНАЛОВ.....	63
Скрыпник О.Н., Арефьев Р.О. МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ И ПОСТРОЕНИЯ РАБОЧИХ ЗОН СРЕДСТВ АЗН-В ...	69
Рыжков Д.А., Яковлев Е.С., ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РЕЖИМА СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ ВОЗДУШНОГО СУДНА.....	76
Ерохин В.В. АЛГОРИТМ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ В ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЕ НАВИГАЦИИ С ФУНКЦИЕЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАВИСИМОГО НАБЛЮДЕНИЯ...	78
Кобылкин Ю.И., Сосновский М.Ю. ВЛИЯНИЕ УГЛОВЫХ УСКОРЕНИЙ НА БЛОК АКСЕЛЕРОМЕТРОВ В ИЗБЫТОЧНЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ.....	85
Мухопад А.Ю. АВТОМАТНЫЙ КОНТРОЛЬ ОБОРУДОВАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ.....	91
Астраханцева Н.Г. АДАПТИВНОЕ ПОДАВЛЕНИЕ УЗКОПОЛОСНЫХ ПОМЕХ.....	96

**СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ
И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»**

Соколов О.А. АКТУАЛЬНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ АДАПТИВНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	102
-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	-----

Задорожний С.П., Ус Н.А. МОНОБЛОЧНЫЙ ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП С НАКАЧКОЙ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫМ ЛАЗЕРНЫМ ДИОДОМ.....	107
Диль В.Ф., Матвеев В.Н. АДАПТИВНЫЕ АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМИ ДВИЖЕНИЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ.....	113
Кивокурцев А.Л. ВОПРОСЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА ТУ-204	122
Устинов В.В., Добрынин Н.А. АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ НА БАЗЕ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА «МОНСТР-2012».....	129
Голованов И.Г. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БОРТОВЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЛЯ РАСШИРЕНИЯ ДИАПАЗОНА РАБОТЫ ИНДИКАТОРА НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ.....	136
Вайчас А.А., Малов А.Н., Винокурова Э.А. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ЛАЗЕРНОМ ОСЛЕПЛЕНИИ ПИЛОТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ.....	142
Попов В.М. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПАРАМЕТРОВ РЕДУКТОРА ВЕРТОЛЕТА.....	149

**СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ»**

Усенко А.Н., Майрович Ю.И., Сафарбаков А.М. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД.....	155
Исаев А.И., Скоробогатов С.В., Киренчев А.Г. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В СТЕХИОМЕТРИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С УГОЛКОВЫМ СТАБИЛИЗАТОРОМ ПЛАМЕНИ.....	159

Барманов И.С. РАСЧЁТ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖЁСТКОСТИ И ДЕМПФИРОВАНИЯ УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР РОТОРОВ.....	164
Исаев А.И., Нго Куанг Туен ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТЯЖЕННОСТИ ЗОН ОБРАТНЫХ ТОКОВ ЗА ЛОПАТОЧНЫМИ ЗАВИХРИТЕЛЯМИ.....	170
Караваем Ю.А., Ходацкий С.А., Шушарин В.А. ВЛИЯНИЕ ПРЕЦЕССИОННОГО ДВИЖЕНИЯ РОТОРА ГТД НА ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА МАСЛА В МАСЛОПРОВОДЕ.....	174
Портнов М.А. ЭЛЕКТРОННЫЕ МЕТОДЫ МОНИТОРИНГА ПАРАМЕТРОВ АВИАМОТОРНОГО МАСЛА В ПРОЦЕССЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ....	178
Усенко А.Н., Майрович Ю.И., Сафарбаков А.М. ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ЖАРОВОЙ ТРУБЕ ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ.....	182

**СЕКЦИЯ
«ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

Забобин В.В. ВЛИЯНИЕ АНИЗОТРОПИИ НА КИНЕТИКУ РАЗРУШЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ-20.....	185
Братусь С.Ю. БЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПЕЦИАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ.....	189
Чоккой В.З. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДИСПЕРСИОННЫХ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ ЭРГОТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ	192
Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УПРАВЛЯЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОМПОНОВКИ ЭКРАНОПЛАНА С УЛУЧШЕННЫМИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ.....	196
Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. СИНТЕЗ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ ЭКРАНОПЛАНА С УЛУЧШЕННЫМИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ.....	202

Барсуков А.Г. СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К РАЗРАБОТКЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ.....	209
Колесов С.С., Павлов П.В., Малов А.Н. ПРОГРАММНЫЙ МОДУЛЬ СПЕКЛ-ЛАЗЕРНОГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ ВОЗДУШНОГО СУДНА.....	214
Кузнецов С.Н. ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОБУЧЕНИЯ В ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКЕ ИНЖЕНЕРНО- ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА.....	219
Лукасов В.В., Никушкин Н. В. ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО КОРРЕКТИРОВКЕ ТЕРМИНОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЙ ГОСУДАРСТВЕННОГО СТАНДАРТА ГОСТ Р 27.002-2009.....	223
Черепанов В.В., Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ РЕАЛЬНОЙ ФОРМЫ ВСЕХ ЭЛЕМЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ.....	228

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

Соколова В.В. ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ АЭРОПОРТА ГОРОДА ИРКУТСКА.....	233
Шляпкина К.А. АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ И ЕВРОПЕЙСКИЙ СТАНДАРТ ОБРАЗОВАНИЯ.....	238
Портнова Т.Ю. АНАЛИЗ АПРОБАЦИИ БАЛЛЬНО-РЕЙТИНГОВОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ ЗНАНИЙ СТУДЕНТОВ ПО ИНОСТРАННОМУ ЯЗЫКУ В НЕЯЗЫКОВОМ ВУЗЕ.....	242
Кузнецова Н.Б. АВИАЦИОННЫЙ АНГЛИЙСКИЙ КАК ИНТЕГРИРОВАННОЕ СРЕДСТВО ПОВЫШЕНИЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ КОМПЕТЕНЦИИ	246

Ставцева А.А. ГЕНДЕРНЫЙ АСПЕКТ АНГЛИЙСКИХ И РУССКИХ ФРАЗЕОЛОГИЧЕСКИХ ЕДИНИЦ, РЕПРЕЗЕНТИРУЮЩИХ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СПОСОБНОСТИ ЧЕЛОВЕКА.....	250
Вишнякова А.А. РАЦИОНАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ СВОБОДНОГО ВРЕМЕНИ СТУДЕНТОВ.....	257
Шутова Т.А. УПРАВЛЕНИЕ ЗНАНИЯМИ В АВИАЦИОННОМ ВУЗЕ.....	262
Воробьева Е.В. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ЛОУКОСТ-АВИАКОМПАНИЙ В РОССИИ.....	266
Именной указатель	269

Уважаемые коллеги!

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

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

Председатель:

Скрыпник Олег Николаевич – заместитель директора ИФ МГТУ ГА по учебно-научной работе, доктор технических наук, профессор, Почетный работник высшего профессионального образования РФ – председатель организационного комитета;

Заместитель председателя:

Барбашева Людмила Юрьевна – заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА по учебно-воспитательной работе, кандидат философских наук, доцент;

Члены оргкомитета:

Мишин Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, декан факультета авиационных электросистем и комплексов;

Жаркой Иннокентий Игнатьевич – декан факультета эксплуатации летательных аппаратов, доцент;

Ставцева Александра Анатольевна – начальник отдела редакционно-издательской и научной работы, кандидат филологических наук, доцент;

Секретарь:

Скулина Мария Игоревна – специалист по учебно-методической работе отдела редакционно-издательской и научной работы.

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

1. Проектирование и эксплуатация летательных аппаратов;
2. Авиационные двигатели;
3. Авиационные электросистемы и пилотажно-навигационные комплексы;
4. Авиационное радиоэлектронное оборудование;
5. Приложения гуманитарных и социально-экономических дисциплин в гражданской авиации.

Освещаемый круг вопросов включает в себя актуальные проблемы гражданской авиации России, связанные с повышением безопасности полетов,

совершенствованием бортовых и наземных систем и комплексов авиационного оборудования, методов его эксплуатации, совершенствованием процессов управления авиапредприятиями, подготовки авиационных кадров.

Надеемся, что материалы конференции будут полезными для аспирантов и специалистов, занимающихся проблемами разработки и эксплуатации авиационных систем, экономики воздушного транспорта, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами и перспективами развития гражданской авиации. Организационный комитет благодарит авторов работ за сотрудничество, а участников конференции за внимание, проявленное к мероприятию!

С уважением, Оргкомитет

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Председатель – д.т.н., профессор Скрыпник Олег Николаевич

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РОССИЙСКИХ АЭРОПОРТОВ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

Курдюков Ю.А.
ОАО «Международный аэропорт Иркутск»
(г. Иркутск)

В статье рассмотрены вопросы состояния российской аэропортовой инфраструктуры, пути повышения эффективности работы аэропортов.

После окончания кризиса 2008-2009 гг. в гражданской авиации России наблюдается постоянный значительный рост производственных показателей. Так, по сравнению с 2009 г. количество перевезенных пассажиров увеличилось с 45 млн. до 74 млн. чел., что составляет 64% прироста. Рост показателей грузоперевозок – с 712 тыс.т. до 987 тыс.т., что составляет 38% прироста. По прогнозам экспертов, при инновационном сценарии развития российской экономики, ожидается удвоение объемов авиаперевозок на ближайшие 10 лет. При этом необходимо учитывать введение в строй новых типов воздушных судов (ВС), находящихся на этапе разработки и проведения испытаний (Airbus A350, модификации Boeing 787/777, МС-21). Вместе с этим возникает вопрос: готовы ли аэропорты к такому развитию отрасли, и с какими проблемами они сталкиваются в своей работе.

Среди 228 аэропортов (по состоянию на 1.10. 2013 г.) только порядка 25 имеют современную инфраструктуру и отвечают необходимым требованиям по качеству обслуживания пассажиров. 62% аэродромов имеют взлетно-посадочную полосу (ВПП) с искусственным покрытием, остальные аэродромы имеют только грунтовые ВПП. При этом почти 70% ВПП с искусственными покрытиями построены более 20 лет назад, и только на 34 (24%) из них за последние 10 лет проводилась реконструкция. Незамедлительного проведения реконструкции требует 25 (12%) ВПП с искусственными покрытиями, а 23 (18%) ВПП с грунтовым покрытием давно нуждаются в капитальном ремонте. Светосигнальным оборудованием оснащены только 65% аэродромов.

Таким образом, за редким исключением, среднестатистический российский аэропорт – это аэропорт с одной искусственной ВПП, терминалами постройки советских годов с устаревшей инфраструктурой и в большинстве своем старой аэродромной техникой. Износ основных фондов большинства

аэропортов составляет от 40 до 80%. Возникают проблемы с выдерживанием времени обслуживания ВС на стоянке по расписанию. Аэропорт не всегда способен в сбойных ситуациях сохранить и/или сократить время оборота ВС.

Ограниченность объемов оказываемых услуг влечет за собой ограниченность финансовых возможностей региональных аэропортов для полноценного обновления своей аэропортовой инфраструктуры. Для многих российских региональных аэропортов покупка дорогой импортной аэродромной техники является событием экстраординарным, а зачастую и просто невозможным.

Использование потенциала Российских аэропортов в качестве транзитных для совершения «техстопов» грузовых ВС, следующих по маршрутам, связывающим Европу и Юго-Восточную Азию, Юго-Восточную Азию и Северную Америку, а также кросс-полярных маршрутов (рис. 1), ограничено. Количество аэропортов, которые сертифицированы для приема и обслуживания ВС типа Boeing 747, MD-11, A330 (как наиболее распространенных) крайне мало. Помимо аэропортов московского аэроузла для транзитных посадок в настоящее время используются аэропорты Кольцово (Екатеринбург), Толмачево (Новосибирск), Емельяново (Красноярск), хотя есть аэропорты с более выгодным расположением с точки зрения экономики перевозок (например, аэропорты г. Иркутск, г. Владивосток).

К тому же, в вышеперечисленных аэропортах также возникает проблема ограниченности инфраструктурного комплекса – пропускная способность аэропорта Емельяново не может полностью обслужить растущий объем перевозок одного из крупнейших грузовых авиаперевозчиков мира Lufthansa Cargo – последний ищет новый аэропорт для перевода части транзитных рейсов из Красноярска.

Другая системная проблема – это устаревшие аэровокзалы. Дефицит производственных площадей, отсутствие инфраструктуры для инсталляции нового современного оборудования (обработка багажа, обслуживание пассажиров) не позволяет увеличивать пропускную способность и повышать качество оказываемых услуг. Аэропорты, за исключением крупных, не приспособлены для обслуживания людей с ограниченными физическими возможностями, а покупка амбулифта является для них недостижимой мечтой.

Повторное появление на рынке лоу-кост перевозчиков, помимо пересмотра механизма продаж билетов (разрешение продажи невозвратных билетов, исключение из цены билета стоимости питания, платный провоз багажа), требует определенных условий наземного обслуживания ВС. Максимальная эксплуатация самолета требует уменьшения «простоя» и сокращения времени обслуживания «оборотного» рейса до принятого в мире стандарта 40 минут (в настоящее время продолжительность обслуживания внутрироссийского рейса равна 1,5 часа, а международного 2-2,5 часа).

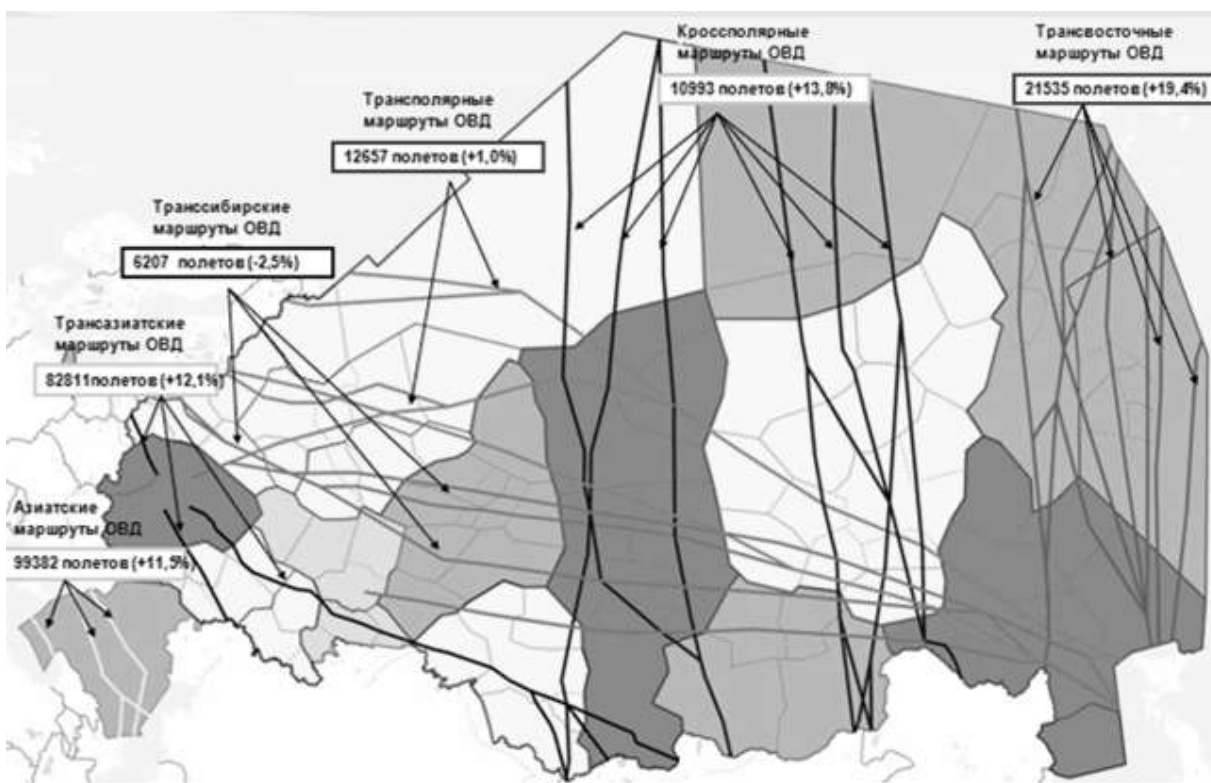


Рисунок 1. Маршруты, проходящие через территорию Российской Федерации.

Развитие трансферных перевозок и организация региональных хабов (и как следствие снятие нагрузки с переполненных аэропортов Москвы), о которых так много говорят в последнее время, безусловно, является необходимым этапом развития гражданской авиации. Для этого требуется отлаженный механизм обработки багажа и обслуживания пассажиров. И если с обслуживанием пассажиров дела обстоят неплохо, то с багажом возникают сложности.

Согласно приказу Минтранса от 25.07.2007 № 104 «Об утверждении Правил проведения предполетного и послеполетного досмотров» багаж трансферных пассажиров в промежуточных аэропортах подлежит обязательному предполетному досмотру до смешивания с досмотренным багажом пассажиров, для которых данный пункт является начальным. В результате этого затрачиваются дополнительные производственные ресурсы для осуществления предполетного досмотра багажа. Отмена п. 83 вышеуказанного приказа позволит:

- 1) значительно сократить расходы на проведение повторного досмотра пассажиров и багажа;
- 2) использовать освобождающихся сотрудников досмотра для досмотра других пассажиров и багажа;
- 3) экономить технические ресурсы средств досмотра;
- 4) решить проблемы досмотра трансферных пассажиров и багажа, следующих рейсами с короткой стыковкой, особенно при применении схемы «сквозной регистрации».

Такие изменения актуальны для отечественной гражданской авиации, так как количество трансферных пассажиров в аэропортах федерального уровня составляет до 30%, а количество трансферного багажа составляет в среднем 15% от всего количества, принятого к перевозке. Это выгодно как для российских и зарубежных авиакомпаний, так и для большинства крупных аэропортов России.

Однако здесь проявляется обратная сторона процесса развития трансферных перевозок. Формирование трансферного расписания требует обслуживания максимально возможного количества рейсов в одно и то же время. Это в свою очередь влияет на сбои и снижение скорости обслуживания пассажиров.

Одной из важнейших проблем, которая является причиной возникновения многих других, является отсутствие достаточного государственного финансирования. В 2012 г. введены в эксплуатацию 4 новых аэровокзальных комплекса (Владивосток, Внуково, Якутск, Казань), построены два новых гражданских аэродрома Бованенково и Талакан, введены в эксплуатацию после реконструкции аэродромные комплексы аэропортов Анадырь, Богородское, Улан-Удэ, Сасово, Чумикан, завершено строительство и введен в эксплуатацию вертодром на острове Русский. Наиболее важными задачами в 2013 г. были завершение реконструкции аэропортовых комплексов Сочи, Краснодар, Казань, Внуково (ввод в эксплуатацию ИВПП-1). В 2013 г. введена в эксплуатацию 1-я очередь нового аэропорта на острове Итуруп с искусственной ВПП длиной 1450 м., начата реконструкция ВПП в аэропортах Махачкала и Владикавказ, строительство новой ВПП взамен ИВПП-2 в аэропорту Домодедово, продолжено строительство новой ИВПП в аэропорту Шереметьево.

В рамках федеральной целевой программы «Социально-экономическое развитие Курильских островов (Сахалинская область) на 2007-2015 гг.» осуществляется реконструкция 2 объектов (Итуруп, Менделеево) с объемом финансирования 2,9 млрд. рублей, в 2013 году продолжено строительство аэропорта на о. Итуруп с объемом финансирования 1,5 млрд. руб.

Федеральной целевой программой «Экономическое и социальное развитие Дальнего Востока и Забайкалья на период до 2013 года» предусмотрено финансирование 6 аэродромных комплексов аэропортов регионального и местного значения (Чумикан, Горячинск, Богородское, Палана, Никольское, Чокурдах). В 2010-2012 г.г. на реконструкцию указанных аэропортов направлено из федерального бюджета средств в объеме 803,2 млн. руб.

Федеральной целевой программой «Экономическое и социальное развитие Дальнего Востока и Забайкалья на период до 2013 года» в 2013 г. предусмотрено финансирование 5 аэродромных комплексов аэропортов регионального и местного значения (Горячинск, Петропавловск-Камчатский, Палана, Никольское, Чокурдах) в объеме 6,4 млрд. руб.

В соответствии с проектом ФЦП «Экономическое и социальное развитие Дальнего Востока и Байкальского региона на период до 2018 года», планируется осуществить реконструкцию уже 20 объектов (Нюрба, Сеймчан,

Северо-Эвенск, Тиличики, Оссора, Палана, Тигиль, Зея, Охотск, Аян, Чара, Краснокаменск, Нижнеангарск, Горячинск, Ербогачен, Мама и др.) с объемом финансирования 32,7 млрд. руб.

Как видим, государственная политика по обновлению аэропортовой инфраструктуры касается, за редким исключением, только крупных аэропортов, входящих в национальную опорную аэродромную сеть. Возникает вопрос – а как поступать остальным региональным аэропортам, до которых не доходят государственные деньги? Ответ очевиден: Аэропорт, чтобы решить проблему отсутствия средств, стремится улучшить свое финансовое состояние за счет потребителей. Это типичное поведение естественных монополий, которыми и являются аэропорты. Стоимость одних и тех же услуг в разных аэропортах различается порой в четыре раза. Если крупные аэропорты могут вкладывать в развитие собственные средства, то региональные аэропорты просто не имеют такой возможности по причине низкого пассажиропотока.

Одним из способов решения проблемы финансирования может быть создание условий для привлечения инвестиций на основе ГЧП. Первый опыт применения механизма ГЧП можно наблюдать на примере аэропорта Пулково. Это первый в авиаотрасли России крупный проект в рамках ГЧП, который был осуществлен без привлечения государственных средств. Победитель конкурса на управление аэропортом Пулково был определен в июне 2010 года. Проект реализуется правительством Санкт-Петербурга совместно с ООО «Воздушные Ворота Северной Столицы». По заключенному соглашению инвестор должен вложить в реконструкцию аэропорта более 1 млрд. евро.

С юридической точки зрения у инвестора есть всего два варианта, как войти в проект, если он хочет управлять активами: либо войти в состав акционеров проекта, либо получить активы в аренду, что и предусматривает принцип ГЧП. Основной недостаток первого варианта – это невозможность юридически закрепить инвестиционные обязательства соответствующего инвестора. Российское законодательство не позволяет в полной мере гарантировать в рамках этого подхода исполнимость долгосрочных обязательств по инвестированию. Для решения проблемы ограниченности пропускной способности российских аэропортов необходимо повсеместно внедрять технологии самообслуживания в аэровокзалах, развивать web-сервисы (рис. 2).

Авиакомпании уже полностью переходят на работу с клиентом исключительно через интернет, почему же аэропорт не может использовать такие приемы и в своей работе. Использование мобильных приложений позволит снизить нагрузку на персонал аэропорта и высвободить ресурсы для их более рационального использования. В целях поддержания в рабочем состоянии инфраструктуры небольших региональных аэропортов необходимо в кратчайшие сроки разработать и внедрить федеральную целевую программу субсидирования процентной ставки по договорам лизинга при покупке новой аэродромной техники отечественного производства.



Рисунок 2. Современные системы досмотра пассажиров и регистрации.

Внедрением данной программы мы одновременно поддержим российских производителей аэродромной техники и поможем региональным аэропортам обновить свою инфраструктуру. Также актуальным остается вопрос дифференцированного подхода к сертификационным требованиям, предъявляемым к аэропортам. В условиях ограниченных финансовых возможностей, небольшим региональным аэропортам крайне сложно соответствовать сертификационным требованиям, предъявляемым к аэропортам федерального значения. Для решения данного вопроса необходимо внести поправки в нормативные документы, действующие в авиационной отрасли (Федеральные Авиационные Правила 98, 121, 149, 150).

Необходим комплексный подход к решению актуальных проблем российских аэропортов. Только сбалансированная и продуманная государственная политика способна дать импульс к дальнейшему развитию аэропортовой сети и, как следствие, решить вопрос повышения транспортной доступности населения удаленных регионов Российской Федерации. Ведь реализовать свое конституционное право на свободное перемещение по стране граждане РФ, проживающие в Сибири и на Дальнем Востоке, могут зачастую, лишь используя авиацию. И дело даже не в том, что поезд идет от Владивостока до Москвы неделю (что просто неприемлемо для бизнесмена), а в том, что во многие населенные пункты Сибири и Дальнего Востока невозможно добраться другими видами транспорта, кроме как авиационным.

Выход в данной ситуации один – придать развитию авиации в Сибири и на Дальнем Востоке государственное значение. Необходимо четко сформулировать план действий Правительства РФ и субъектов РФ, расположенных в Сибири и на Дальнем Востоке для решения стратегической задачи по повышению транспортной доступности удаленных территорий страны. Совершенно очевидно, что решить данную проблему невозможно без развитой сети аэродромов и посадочных площадок.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ОСНОВЕ НОВОГО МЕТОДА КОРРЕКЦИИ ИОНОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ В ОДНОЧАСТОТНЫХ ПРИЕМНИКАХ ГЛОНАСС

Горбачев О.А.
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье предложен и обоснован метод повышения точности навигационных определений спутниковых систем навигации на основе новой модели ионосферной погрешности

ВВЕДЕНИЕ

Спутниковые навигационные системы являются основой концепции ICAO CNS/ATM, так как на их базе построены подсистемы навигации и наблюдения в системе УВД [1]. Эффективность реализации концепции CNS/ATM зависит от точности позиционирования, обеспечиваемой СНС. Все функционирующие сегодня СНС обеспечивают требуемую точность позиционирования ВС при маршрутном полете, однако на этапе полета ВС в районе аэродрома заявленной производителями СНС точности уже не хватает. Особенно остро эта проблема встает при навигационном обеспечении категоризированной посадки [2,3].

Известно, что основной вклад в погрешности позиционирования спутниковых систем навигации вносят задержки навигационного сигнала при его распространении от навигационного спутника до аппаратуры потребителя. Определяющую роль в этих задержках играет ионосфера – область частично ионизированной плазмы, расположенная на высотах от ~90 до ~1000 км, причем установлена прямая зависимость между ионосферной задержкой навигационного сигнала и величиной полного электронного содержания (ПЭС) – количества электронов в столбе единичного сечения, соединяющем навигационный спутник и аппаратуру потребителя. ПЭС постоянно испытывает регулярные вариации, амплитуда которых зависит от солнечной активности.

Таким образом, ионосфера является основным фактором, снижающим эффективность навигационного обеспечения ВС ГА при использовании СНС в качестве основного средства навигации, откуда следует, что определение вариаций ионосферных погрешностей является важной для ГА задачей.

В двухчастотных приемниках определение ионосферных погрешностей производится с достаточной точностью [4]. Однако в бортовом навигационном оборудовании ВС ГА используются только одночастотные приемники СНС, для которых определение ионосферных погрешностей представляет собой сложную научно-техническую проблему, напрямую влияющую на безопасность полетов ВС ГА.

Существует готовое решение данной проблемы – организация в районе аэродрома дифференциального режима работы СНС с помощью локальной дифференциальной подсистемы (ЛДПС), что позволяет снизить погрешность СНС до дециметров. Однако такое решение имеет хорошо известные недостатки – высокую стоимость ЛДПС и необходимость высокоточной геодезической привязки наземных контрольно-корректирующих станций (ККС). Кроме того, эффективность дифференциального режима снижается при удалении потребителя навигационной информации от ККС.

В данной работе предлагается другой подход к решению проблемы определения ионосферных погрешностей СНС.

Известно, что в одночастотной навигационной аппаратуре коррекция ионосферной ошибки производится путем использования моделей ПЭС. В системе GPS в качестве такой модели используется модель Клобучара [5], которая в среднем компенсирует 50 – 60% ионосферной ошибки.

Практическое использование модели Клобучара начато около тридцати лет назад. В то время перед разработчиками системы GPS встал выбор между точностью ионосферной модели и простотой ее реализации в аппаратуре потребителя. Выбор был сделан в пользу второго фактора, поскольку применяемые в то время навигационные приемники не имели серьезных вычислительных ресурсов. В настоящее время прогресс микропроцессорных технологий сделал этот выбор устаревшим.

Таким образом, для гражданской авиации стала актуальной задача разработки более точных моделей коррекции ионосферных ошибок в СНС. Актуальность задачи усилилась с началом активной эксплуатации системы ГЛОНАСС, в интерфейсном контрольном документе которой ионосферная коррекция вообще не регламентирована.

1 ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ GEMTEC

Работы по созданию модели, в дальнейшем получившей название GEMTEC (Global Empirical Model of Total Electron Content), в Иркутском филиале МГТУ ГА начаты около 5 лет назад. После двух лет исследований мы пришли к выводу, что моделирование основных ионосферных параметров, например, критических частот слоев ионосферы, неэффективно, и сделали выбор в пользу непосредственного моделирования ПЭС [6]. В качестве исходных данных мы использовали информацию Международной службы IGS по ежедневной генерации карт ПЭС на основе данных всемирной сети IGS. Служба предоставляет карты ПЭС, вычисленные в нескольких независимых центрах обработки данных, а также комбинированные карты вертикального ПЭС с дискретностью: по времени – 2 часа, по широте – 2.5 градуса, по долготе – 5 градусов. Эти карты находятся в свободном доступе в виде файлов формата IONEX. В представляемом варианте модели использованы данные европейского центра

обработки CODE (Университет г.Берна, Швейцария), однако модель легко перенастраивается в пользу данных иных центров.

Исходная база данных имеет огромный объем. Для её сжатия и сглаживания случайных вариаций был применен метод естественных ортогональных функций, обеспечивший компактное представление вариаций ПЭС в зависимости от времени суток, месяца в году, координат, а также уровня солнечной активности, задаваемого индексом $F_{10.7}$. Метод запатентован как интеллектуальная собственность разработчиков модели [7].

Результатом процедуры разложения исходных данных по естественным ортогональным функциям является многомерная сетка, в узлах которой располагаются моделируемые значения вертикального ПЭС. Для произвольной точки вне узлов сетки модельное значение рассчитывается с использованием последовательной многомерной линейной интерполяции между ближайшими узловыми значениями.

Реализация модели GEMTEC представляет компактную конструкцию, содержащую около 20 кбайт числовых данных и небольшого кода расчетной части модели. Такая конструкция легко реализуется как в цифровой части навигационного приемника, так и в отдельном микроконтроллерном блоке.

Единственным входным параметром модели является индекс солнечной активности – интенсивность радиоизлучения Солнца на длине волны 10.7 см. Этот параметр должен передаваться потребителю в навигационном кадре. При отсутствии данной информации модель работает по прогнозным значениям солнечной активности с пониженной точностью расчета ПЭС.

2 ТЕСТИРОВАНИЕ МОДЕЛИ

Модель GEMTEC рассматривается как альтернатива рекомендованной для использования в системе GPS модели Клобучара. Поэтому представляет интерес графическое сравнение результатов моделирования ПЭС по моделям GEMTEC и Клобучара. На рис. 1 показан типичный временной ход изменений вертикального ПЭС $I(t)$ в фиксированной среднеширотной точке. Изображен интервал времени длительностью 120 часов. По вертикальной оси отложены значения $I(t)$ в единицах TECU.

Для частоты L1 значение в 6 TECU примерно соответствует 1 метру ошибки позиционирования. Черная кривая – экспериментальные значения ПЭС. Красная кривая – расчет по модели GEMTEC. Синяя кривая – расчет по модели Клобучара.

На рис. 2 показан типичный широтный ход (вдоль нулевого меридиана) вертикального ПЭС в диапазоне широт от +70 градусов до -50 градусов (высокие южные широты представляют минимальный интерес).

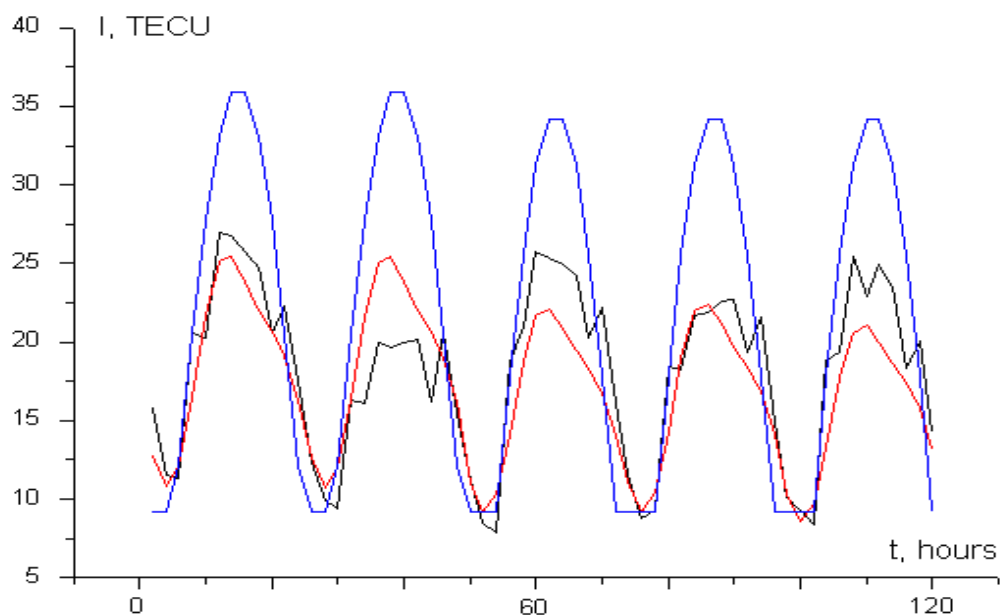


Рисунок 1. Временные вариации ПЭС. Синяя кривая – модель Клобучара, красная кривая – модель GEMTES, черная кривая - экспериментальные данные.

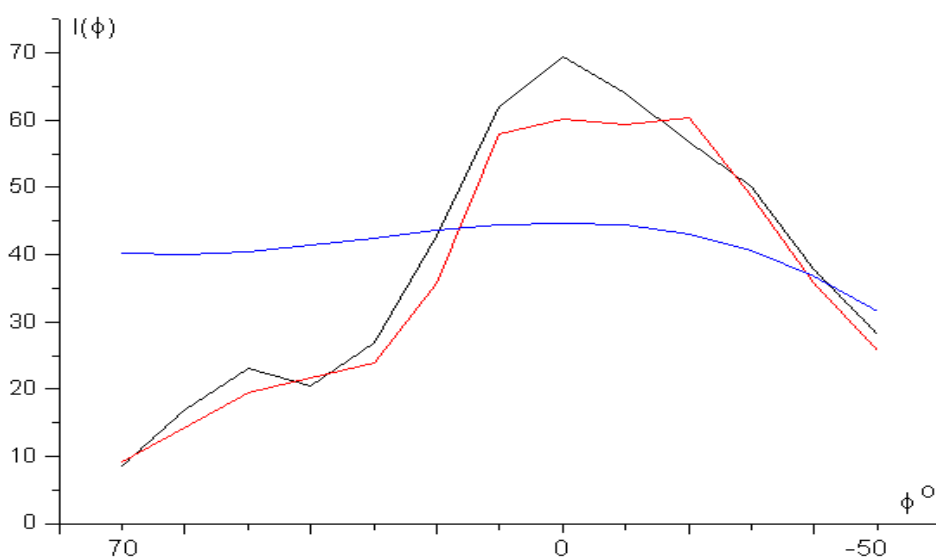


Рисунок 2. Широтные вариации ПЭС (нулевой меридиан). Синяя кривая - модель Клобучара, красная кривая - модель GEMTES, черная кривая - экспериментальные данные.

Представленные графики убедительно свидетельствуют о преимуществах предлагаемой модели перед моделью Клобучара.

Для более строгого представления качества моделирования ПЭС результаты анализировались на основе распределения вероятностей ошибок. На рис. 3 представлены гистограммы частот появления ошибки со знаком (3.a) и абсолютной ошибки (3.b).

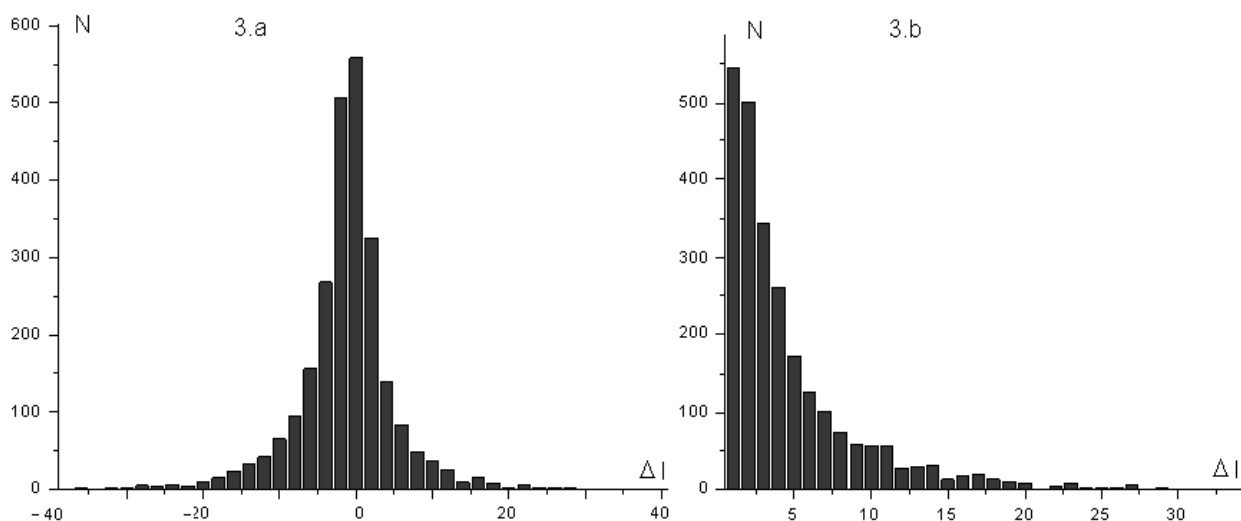


Рисунок 3. Распределение ошибок моделирования ПЭС по величине отклонения от экспериментальных значений с учетом знака (3.a) и по абсолютной величине (3.b).

Здесь по горизонтальной оси отложены значения ΔI ошибки определения ПЭС в единицах TECU. По вертикальной оси N – количество тестов, попавших в соответствующий диапазон шириной 1 TECU, то есть величина, пропорциональная вероятности данного значения ошибки. Первая гистограмма свидетельствует о том, что остаточная (после коррекции) ошибка распределена по закону, близкому к нормальному с близким к нулю средним. Из анализа данных для второй гистограммы следует важная оценка: с вероятностью 0.95 остаточная ошибка абсолютного значения ионосферной поправки в вертикальном ПЭС не превышает 13 TECU (около 2.1 м).

3 ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ

Далее нами было проведено количественное исследование практической эффективности модели GEMTEC путем оценки точности позиционирования при использовании модели GEMTEC, модели Клубучара и двухчастотного метода. Такое тестирование было выполнено с использованием инструментария GPS Toolkit [8, 9]. В состав этого пакета входит программа RINEXPVT, разработанная для решения навигационной задачи в режиме постобработки реальных данных, представленных наблюдательными и навигационными `ripex`-файлами. Программа RINEXPVT, таким образом, эмулирует процесс определения координат потребителя, происходящий в реальном времени в навигационном приемнике. Позиционирование выполняется с использованием кодовых псевдодальномерных данных.

Программа RINEXPVT может работать в режимах отключенной ионосферной коррекции, коррекции по модели Клубучара и двухчастотного метода коррекции. Программа написана на языке C++ и допускает

модификацию пользователем. Мы разработали вариант программы, в котором коррекция по модели Клобучара заменена коррекцией по модели GEMTEC. Таким образом, нами использовались следующие режимы коррекции:

- без коррекции ионосферной ошибки;
- с использованием модели Клобучара для коррекции ионосферной ошибки;
- с использованием модели GEMTEC для коррекции ионосферной ошибки;
- с использованием двухчастотного метода коррекции ионосферной ошибки.

Статистические данные набирались для определенных станций слежения из международной сети IGS. Ошибки позиционирования определялись относительно координат, представленных в информационных файлах станций. Были выбраны 7 станций сети IGS в разных полушариях с расположением на низких, средних и высоких широтах.

Расчеты проводились для периода с 2002 по 2010 годы. Усредненные по суткам координаты определялись для 22-го числа каждого месяца всех девяти лет. При 30 секундном интервале отсчетов (эпох) в RINEX-файлах общий объем выборок для каждой станции составил величину около 300 000 с учетом исключения технически непригодных данных.

На рис. 4 представлен временной ход ошибок позиционирования за 9-летний интервал при суточном усреднении для среднеширотной станции СНАТ. Ошибка позиционирования представляет собой евклидово расстояние от точного положения приемной антенны станции до положения, рассчитанного при решении навигационной задачи.

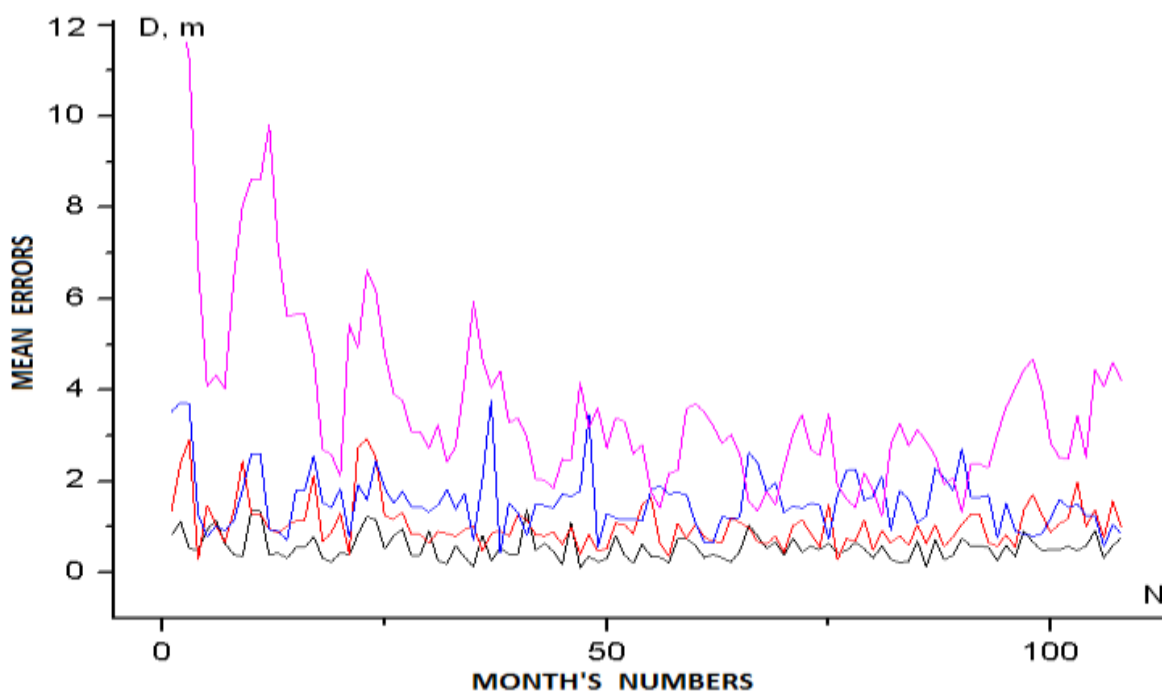


Рисунок 4. Временной ход ошибок позиционирования за девятилетний период при суточном усреднении для среднеширотной станции СНАТ.

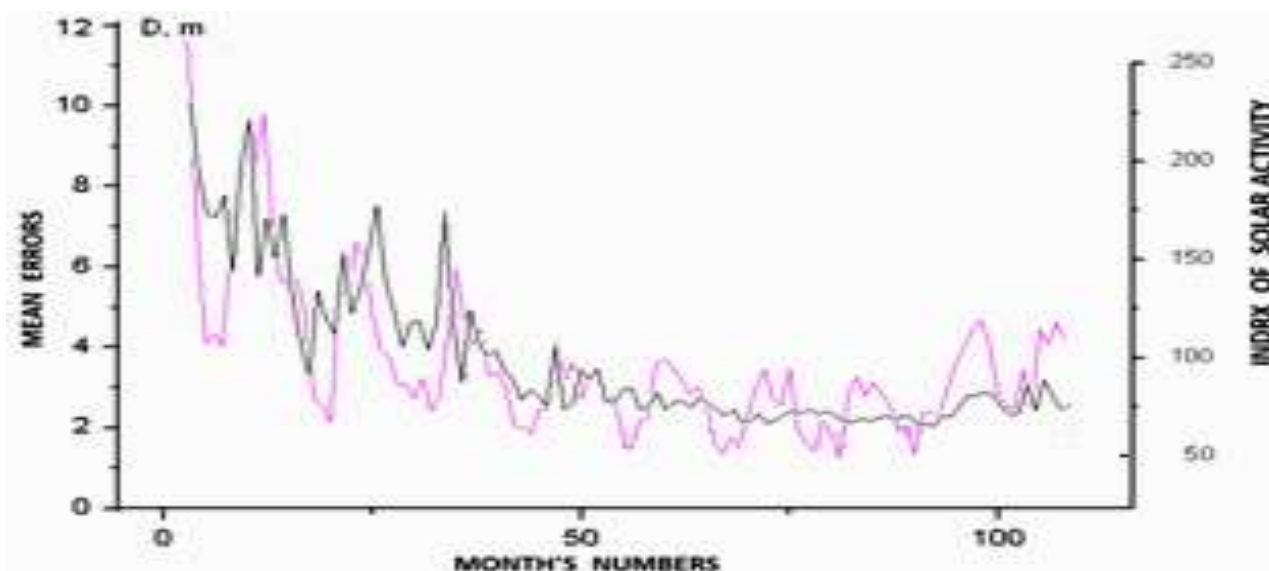


Рисунок 5. Временные ходы индекса солнечной активности и ошибки без ионосферной коррекции за девятилетний период.

По горизонтальной оси отложены номера месяцев в 9-летнем интервале. Нулевой месяц соответствует январю 2002 года, последний, 107-й месяц – декабрю 2010 года. По вертикали отображена ошибка в метрах. Черной линией показана ошибка при использовании двухчастотного приема. Красная линия – ошибка при использовании модели GEMTES. Синяя линия – ошибка при использовании модели Клубучара. Сиреневая линия – ошибка при отсутствии ионосферной коррекции. На рис. 5 показаны временные ходы индекса солнечной активности $F_{10.7}$ и ошибки без ионосферной коррекции для соответствующих рис. 4 дней. Из слайда следует, что имеется тесная корреляция вариаций ошибки позиционирования без ионосферной коррекции с изменениями индекса солнечной активности с проявлением основных особенностей морфологии ионосферы, например, известного явления зимней аномалии. Это свидетельствует о том, что основной вклад в ошибку позиционирования вносит ионосфера.

Хорошо видно, что все три представленных способа ионосферной коррекции существенно снижают ошибку так, что отмеченные корреляции с солнечной активностью практически не наблюдаются. Также можно сделать качественный вывод о большей эффективности модели GEMTES по сравнению с моделью Клубучара.

Представленная модель коррекции ионосферной погрешности GEMTES в первую очередь представляет интерес для специалистов гражданской авиации, работающих в области навигационного обеспечения категорированной посадки. Однако уменьшение ошибок позиционирования заметно и в горизонтальной плоскости, особенно при неполном обзоре неба потребителем.

4 ВЫПОЛНЕНИЕ НИР «РАЗВИТИЕ-ИФ-Э2»

В соответствии с Техническим Заданием НИР «Развитие-ИФ-Э2», в представленный выше вариант модели GEMTEC были внесены существенные изменения, направленные на адаптацию модели для использования в навигационной аппаратуре потребителей на основе настроечных параметров из навигационного кадра перспективных сигналов СНС ГЛОНАСС. Оптимизация вычислительного алгоритма имела целью повышение быстродействия и сокращения потребляемых вычислительных ресурсов. При этом Заказчиком было поставлено условие: точность модели не должна ухудшиться.

Анализ навигационного обеспечения с использованием модернизированной модели GEMTEC был проведен для различных вариантов компенсации ионосферных погрешностей и произвольно выбранных 6 станций сети IGS, расположенных в средних и низких географических широтах.

В табл. 1 для каждой из шести станций представлены их географические координаты и усредненные значения евклидовых расстояний между координатами, полученными из решения навигационной задачи, и истинными координатами антенн. Усредненные по девятилетнему периоду наблюдений значения погрешностей представлены для трех вариантов решений: без использования коррекции ионосферного запаздывания, с коррекцией ионосферного запаздывания по модели Клобучара, с коррекцией по модели GEMTEC. В последней строке представлены соответствующие значения, усредненные по шести станциям. Все ошибки приведены в метрах.

Таблица 1. Усредненные ошибки позиционирования для разных станций.

Название станции	Координаты станции	Ошибка без коррекции (м)	Ошибка по модели Клобучара (м)	Ошибка по модели GEMTEC (м)
Chat	43.6 ⁰ S,176.2 ⁰ E	3.67	1.09	0.52
Kely	66.6 ⁰ N,50.6 ⁰ W	3.17	1.06	0.46
Nrc1	45.2 ⁰ N,75.4 ⁰ W	3.18	1.22	0.26
Ohi3	63.2 ⁰ S,57.5 ⁰ W	2.17	2.26	0.72
Tidb	35.2 ⁰ S,148.6 ⁰ E	3.22	1.53	0.44
Usno	39.8 ⁰ N,77.0 ⁰ W	3.51	1.00	0.37
Средняя ошибка		3.15	1.36	0.46
Процент компенсации		0	57%	85%

Как следует из табл. 1, использование модели GEMTEC существенно уменьшает ошибку позиционирования. Модель Клобучара устраняет около 57% абсолютной ошибки, модель GEMTEC – около 85%. Другими словами, модель GEMTEC более чем вдвое уменьшает ионосферную ошибку по сравнению с моделью Клобучара.

Представляет интерес распределение ошибки по высоте, широте и долготе. Типичный результат представлен в табл. 2 для среднеширотной станции Nrc1.

Здесь приведены значения в метрах для средних ошибок по вертикали, в широтном направлении, в долготном направлении.

Таблица 2. Распределение средней ошибки по широте, долготе и высоте.

	Широта	Долгота	Высота
Без коррекции	-0.51	0.7	-8.30
Модель Клобучара	-0.38	0.4	-1.60
Модель GEMTEC	0.20	0.24	0.97

Можно видеть, что наиболее существенно работает ионосферная коррекция в части определения высоты антенны приемника. Для станций IGS это вполне закономерно, поскольку здесь имеет место полный обзор неба. В реальных условиях эксплуатации спутниковых систем навигации имеется такой фактор, как частичное закрытие неба в местности с изрезанным рельефом. Здесь ионосферная коррекция будет эффективна и при определении планарных координат.

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

1) усредненная остаточная ионосферная погрешность модели GEMTEC в полтора раза меньше, чем у модели Клобучара;

2) при использовании модели Клобучара в ГЛОНАСС необходимо принимать навигационные сообщения системы GPS, содержащие входные параметры модели, что проблематично с точки зрения надежности функционирования системы.

Разумеется, модель GEMTEC также нуждается во входном параметре – текущем индексе солнечной активности $F_{10.7}$. Однако передача этого общедоступного параметра в режиме реального времени в навигационном сообщении не представляет принципиальных трудностей для Заказчика (Роскосмоса). В крайнем случае, можно использовать значение индекса $F_{10.7}$ из широко распространенных прогностических моделей солнечной активности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Крыжановский Г.А. Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации. – М.: ИКЦ Академкнига, 2003. – 415 с.
2. Российский радионавигационный план. НТЦ «Интернавигация», версия 2, – М.: 1997.
3. Руководство по требуемым навигационным характеристикам (RNP). Doc 9613-AN/937, ICAO, 1994.
4. Яценков В.С. Основы спутниковой навигации. Системы GPSNAVSTAR и ГЛОНАСС. – М.: Горячая линия – Телеком, 2005.
5. Klobuchar J.A. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users // IEEE Transactions on Aerospace and Electronics System, v.23, №3, 1986.

6. Ivanov V.B., Gefan G.D., Gorbachev O.A. Global Empirical Modelling of the Total Electron Content of the Ionosphere for Satellite Radio Navigation Systems. *Journal of Atmospheric and Solar – Terrestrial Physics* 73 (2011) 1703–1707.
7. Иванов В.Б., Горбачев О.А., Гефан Г.Д. Способ определения координат потребителя в системах ГЛОНАСС/GPS и устройство для его реализации. Патент на изобретение, 2013, № 2486544.
8. Brian Tolman, R. Benjamin Harris. «The GPS Toolkit», *Linux Journal*. September 2004. – p. 72.
9. R. Benjamin Harris, Richard G. Mach. «GPSTk – An Open Source GPS Toolkit», *GPS Solutions*, March, 2007, vol. 11, N.2.

ИЗ ИСТОРИИ ФОРМИРОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ВОЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ КАДРОВ В СИБИРИ В 1923-1945 г.г.

Астраханцев О.Н.
onastra@mail.ru

Кафедра гуманитарных и социально-политических дисциплин
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Статья посвящена теме создания, развития и деятельности военно-учебных заведений ВВС, осуществлявших подготовку военных авиационных кадров в Сибири. Рассмотрены вопросы их комплектования и расширения сети авиашкол и училищ. На основе опубликованных ранее и впервые вводимых в научный оборот архивных источников автором выявлены характерные особенности деятельности авиационных училищ, школ и аэроклубов Сибири в исследуемый период.

Подготовка летчиков в 20-е годы осуществлялась в трех типах школ. Начинаясь она в теоретической летной школе, в которой в течение года курсанты изучали общеобразовательные, политические и военные дисциплины, устройство самолета, мотора, аэродинамику, теорию воздушной стрельбы и другое. Эта ступень была необходима, поскольку общее образование многих курсантов в те годы было весьма низким.

Обучение полетам на самолетах учебного типа производилось в школах летчиков. Первоначально действовала одна Московская школа. После освобождения Крыма началось восстановление Качинской школы. Аналогичная школа открылась в Борисоглебске. Для обучения летчиков боевому применению (воздушному бою, стрельбе, бомбометанию) летчики

направлялись в высшую школу в городе Серпухов (с 1926 г. – в город Оренбург).

Технический состав готовили школа авиационных техников-механиков, переведенная в мае 1921 г. из Москвы в Петроград (Военно-техническая школа ВВС РККА), а также Московская школа специальных служб, выпускающая фотографистов, фотолаборантов, техников по приборам и радио, метеорологов. В 1928 г. в Вольске была сформирована Объединенная военная школа летчиков и авиационных техников. Срок обучения авиационных техников составлял два года. Для поступающих в военные школы ВВС РККА предъявлялись следующие требования:

- 1) принимались лица, не ограниченные в правах по конституции СССР;
- 2) возраст от 18 до 25 лет;
- 3) политико-моральное соответствие;
- 4) знания в объеме требований учебных программ;
- 5) состояние здоровья, соответствующее медицинским требованиям, предъявляемым к кандидатам в школы ВВС.

В 30-е годы XX века вместе с развитием авиации получила дальнейшее развитие и система подготовки авиационных кадров для Военно-воздушных сил. В эти годы в стране расширялась сеть учебных заведений ВВС. Одновременно увеличивался контингент курсантов и слушателей.

1 мая 1931 г. приказом № 55 по ВВС РККА была основана 4-я Иркутская военная школа авиационных техников. Это была первая авиационно-техническая школа на всей территории от Урала до Владивостока. В октябре 1932 года состоялся первый выпуск Иркутской ВШАТ. Было выпущено 100 младших авиационных техников (из мотористов), прошедших ускоренный курс обучения, которые влились в состав Красной Армии. Приказом РВС они были удостоены звания «Командир РККА – авиационный техник».

В связи с нарастанием военной угрозы в Европе и на Дальнем Востоке в предвоенные годы основой строительства Вооруженных Сил СССР стал пятилетний план развития и реорганизации РККА на период 1938-1942 гг. В плане особое место отводилось развитию военно-воздушных сил.

Интенсивный рост и обновление самолетного парка потребовал в короткие сроки увеличить кадры летного и инженерно-технического состава, повысить уровень их подготовки. Расширялась сеть военно-учебных заведений и в Сибири. Так, в Чите 19.08.1938 г. начала формироваться 30-я военная школа пилотов в составе 3-х авиационных эскадрилий. В 1939 г. школа была переименована в Читинскую военную авиационную школу имени Серова. В том же году она была перебазирована в г. Батайск Северо-Кавказского военного округа. С 1.09.1938 г. по 1.01.1939 г. в ЗаБВО в Чите была сформирована военная школа пилотов (основание: Постановление Главного Военного Совета РККА № 12 от 17.07.1938 г.) [8]. Формирование было закончено 1.01.1939 г., и школа получила наименование – 27-я военная школа пилотов, с местом дислокации в Чите. Двадцать восьмого декабря 1939 г. школа

была реорганизована из двухэскадрильного состава, в четырехэскадрильный, с вливанием в нее кадрового и переменного состава 3-й школы ГВФ и переименованием школы в «Балашовскую военную авиационную школу» с новым местом дислокации г. Балашов Саратовской области (основание: приказ НКО № 0234 от 28.12.1939 г.) [8].

На основании телеграммы начальника генерального штаба РККА № 1309/4 от 26.08.1938 г., и Приказа по войскам СибВО № 0013 от 8.09.1938 г. в городе Красноярске началось формирование Красноярской военной авиационной школы пилотов ВВС РККА. В январе 1939 г. школа была сформирована и ей было присвоено наименование 31 Красноярская военная авиационная школа пилотов (с местом дислокации в г. Красноярске). На основании Директивы начальника генерального штаба РККА № 4/4/ 47275 от 21.05.1939 г., и Приказа войскам СибВО № 0011 от 31.05.1939 г., 10.06.1939 г. школа была передислоцирована из Красноярска на станцию Обь, Томской железной дороги. На новом месте школа получила и новое название – Новосибирская военная авиационная школа пилотов ВВС РККА, с указанным выше местом дислокации (основание: Приказ войскам СибВО № 059 от 16.07.1939 г.) [5].

Бирмская военная авиационная школа пилотов была сформирована 1-го мая 1940 г. в гарнизоне Бирма 2-й отдельной Краснознаменной Армии Дальневосточного фронта в 10 км восточнее станции Свободный Амурской железной дороги и в 10 км севернее поселка Орловка. Организатором школы был опытный летчик майор Пушкарев Николай Федорович – воспитанник Одесской Военной авиационной школы.

1 мая 1940 г. была сформирована школа, получившая наименование «Омская школа пилотов» (Приказ войскам СибВО № 061 от 17.05.1940 г.).

Комплектование создаваемых военных училищ и школ переменным составом в предвоенный период происходило в первую очередь за счет красноармейцев частей и соединений, на базе которых они формировались, и ближайших военных округов. Авиационные школы, осуществляющие подготовку летного состава, комплектовались также за счет аэроклубов. С 1938 г. школы Военно-Воздушных Сил РККА комплектовались только за счет лиц, прошедших подготовку в аэроклубах Осоавиахима [4].

Во исполнение постановления СНК СССР и ЦК ВКП (б) № 386-167 сс от 25.02.1941 г. «О реорганизации авиационных сил Красной Армии» был введен в действия приказ Народного комиссара обороны СССР Маршала Советского Союза С.Тимошенко № 105 от 3.03.1941 г. «Об установлении системы подготовки и порядка комплектования вузов военно-воздушных сил и улучшения качества подготовки летного и технического состава». Приказом устанавливалась новая система подготовки летного и технического состава ВВС Красной Армии. Для подготовки летного состава создавались:

– школы первоначального обучения с продолжительностью учебы в мирное время – 4 и в военное время – 3 месяца.

– школы военных пилотов со сроком обучения – 9 и 6 месяцев соответственно.

– военные авиационные училища командиров-летчиков со сроком обучения в мирное время – 2 года и в военное время – 1 год.

Штурманский состав должен был готовиться в учебных заведениях двух типов: школах стрелков-бомбардиров (срок обучения 1 год) и в военном авиационном училище для подготовки штурманов ближнебомбардировочной авиации (срок обучения в мирное время – 2 года, в военное – 1 год).

Для подготовки авиационно-технического состава ВВС создавались школы авиационных механиков и военные авиационные училища подготовки авиационных техников.

Начавшаяся 22 июня 1941 г. Великая Отечественная война стала строгим и суровым испытанием для созданной накануне войны системы подготовки военно-авиационных кадров. В короткий срок потребовалась ее перестройка для условий военного времени. Прежде всего, необходимо было учитывать характер и условия боевых действий. Из-за быстрого продвижения немецко-фашистских войск по территории СССР, необходимо было срочно перебазировать военно-учебные заведения ВВС вглубь страны. В течение 1941 г. из западных районов Европейской части Советского союза были эвакуированы 54 училища и школы ВВС, что составляет – 76% всех школ и училищ ВВС страны, готовивших средних и младших авиационных специалистов [1].

Великая Отечественная война потребовала очень серьезных изменений в условиях и порядке комплектования военных училищ и школ. Были изменены и предъявляемые требования к поступающим в ВУЗы ВВС.

Налет выпускников летных школ в годы войны был мизерным. Из отчетов Балашовской ВАШП: «В связи с требованием фронта и указаниями УВУЗ ВВС школа до августа 1943 г. выпускала курсантов с самостоятельным налетом от 2 до 5 часов, ограничивая 5 задание КУЛП» [8]. Это подтверждается и воспоминаниями фронтовиков: «За четыре месяца я успел налетать 5 часов 45 минут – и напрямик на фронт» [6]. Все это очень серьезно сказывалось на подготовке кадров, и кроме того значительно увеличивалось число летных происшествий, аварий и катастроф.

В итоге за первый период Великой Отечественной войны по ускоренным программам школы и училища ВВС подготовили только летного состава 41224 человека [2]. Переход на ускоренную программу подготовки авиационных кадров был вынужденной мерой, принятой руководством страны и командованием Красной Армии с целью необходимости наращивания численности военной авиации и восполнения потерь среди личного состава ВВС.

В течение 1942-1943 гг. действия советских ВВС, были нацелены на обеспечение воздушной поддержки операций наземных войск, для чего требовалась очень серьезная «борьба за небо». На рубеже 1941-1942 гг. советские ВВС постепенно стали выходить из того тяжелого положения,

которое сложилось в первые месяцы войны. Эвакуация авиационных заводов вглубь страны и героический труд труженников тыла позволил восстановить парк авиационной техники, а впоследствии добиться и численного превосходства в количестве и качестве самолетов. Перестройка системы обучения в вузах ВВС и привлечение людских резервов позволили в короткий срок добиться пополнения боевых частей военной авиации новыми кадрами.

После сокрушительного поражения фашистских войск под Сталинградом, кризис наступил теперь уже для люфтваффе. Прежде всего, сократилась их численность вследствие значительных потерь в боях. «По данным генерал-квартирмейстера люфтваффе генерала Г. фон Зейделя, потери в личном составе немецких ВВС в период с 22.06.1941 г. по 31.12.1943 г. составили – 48554 человека: из них убито – 35029 человек, ранено – 13525 человек» [3]. После Курской битвы летом 1943 г. произошел окончательный переход инициативы в воздухе от люфтваффе к советской авиации. Это подтвердилось в воздушных боях над Кубанью.

Со второй половины 1943 г. ситуация с подготовкой летных кадров ВВС Красной Армии улучшилась. Количество часов налета у выпускников летных школ несколько увеличилось и в среднем достигало 20-30 часов. У молодых летчиков стало больше возможностей для того, чтобы пройти подготовку во фронтовых полках. В середине 1943 г. пополнение, поступающее в авиационные полки, не бросали сразу в бой, а давали время набраться хоть какого-то опыта. В отличие от первого периода войны, когда авиационные полки после боев формировались заново, в 1943 г. в полках постоянно находилось ядро опытных боевых летчиков, которые и учили поступающую из школ молодежь. Кроме того, часть авиационных полков выводилась в резерв на какое-то время, и обучение пополнения проходило в спокойных условиях, без спешки и суеты. Учили же летать и воевать молодых летчиков те, кто начал войну чуть раньше их, и сумел выжить в боевых действиях за счет личных способностей и подготовке в учебном заведении, ну и может везению. Получив в ходе боев бесценный опыт, «старые летчики» обучали вновь прибывших летному мастерству не по учебникам, а на практике. Таким образом выжить в бою выпускникам школ 1944 г. и позднее шансов стало больше. Они представляли для немецких летчиков теперь уже серьезную угрозу. У немцев же, наоборот, уровень подготовки пополнения значительно снизился. Все это в итоге привело немецкую военную авиацию к поражению в войне.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зенков В.Е. Условия функционирования системы подготовки летных кадров в первом периоде Великой Отечественной войны // Вестник академии военных наук, 2011г., № 3. 2. Карташев А.В. Кадры для военно-воздушных сил России: история обучения и воспитания (1910-1991): монография / А.В. Карташев. – Ставрополь: Сервисшкола, 2011.

2. Карташев А.В. Кадры для военно-воздушных сил России: история обучения и воспитания (1910-1991): монография / А.В. Карташев. – Ставрополь: Сервисшкола, 2011.
3. Кольга Г.И. Создание и крах Люфтваффе в 1933-1945 гг. // Научные проблемы гуманитарных исследований, №5112, 2009.
4. Пономарев Н.А. Система комплектования переменного состава аэроклубов Осоавиахима в последние предвоенные годы (1939- 22 июня 1941 г.) // Исторические, философские, политические и юридические науки, культурология и искусствоведение. Вопросы теории и практики. 2012. № 10 (24): в 2-х ч. Ч. I.
5. Российский государственный военный архив (РГВА). Ф. 36609. Оп. 1. Д. 32.
6. Фролов В.С. Жизнь в авиации. – М.: Военные архивы России, 1995.
7. Центральный архив Министерства обороны РФ (ЦАМО РФ). Ф. 35. Оп. 11284. Д. 359.
8. Центральный архив Министерства обороны РФ (ЦАМО РФ). Ф. 60330. Оп. 35749. Д. 1.

ОПЫТ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПОСТРОЙКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Кривель С.М.

krivel66@mail.ru

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье дается обзор результатов, полученных в процессе проектирования, постройки и испытаний беспилотного летательного аппарата общего назначения.

Проект разрабатывался в инициативном порядке. Главная задача проекта - решение системной задачи проектирования и постройки беспилотного летательного аппарата (БЛА) общего назначения, формирование компетенций в области проектирования, постройки, испытания БЛА, формирования бортовых комплексов различного назначения. Структура взаимодействия участников проекта представлена на рис. 1.

В качестве опытного объекта проектирования выбран класс мини БЛА, предусматривающий полетную массу до 5 кг и радиус действия до 25-40 км. Выбор класса основывался на круге предполагаемых к решению задач и возможностью использования в качестве силовой установки электродвигателя. Такой подход позволяет использовать концепцию полностью электрического БЛА.



Рисунок 1. Участники проекта.

Этапы проектирования

1. Аэродинамическое проектирование.

Задачи: формирование компоновки БЛА, обеспечивающей достижение заявленных летно-технических и эксплуатационных характеристик; определение реальных аэродинамических характеристик аппарата, его потенциальных возможностей [1].

2. Концептуальное (эскизное) проектирование.

Задача: разработка конструктивно-силовой схемы, объемно-массовой компоновки, конструкции аппарата планера с учетом доступных технологий. Результатом явилась разработка основной конструкторской документации (чертежей).

3. 3D проектирование планера с использованием компьютерных CAD систем.

Задача: подготовка взаимоувязанных математических моделей основных агрегатов планера с дальнейшей подготовкой их изготовления с применением ЧПУ-технологий.

На рис. 2 показан общий вид собранной (базовой) модели проектируемого БЛА. На рис. 3 демонстрируется процесс формирования модели базовой детали крыла с учетом всех технологических вырезов.

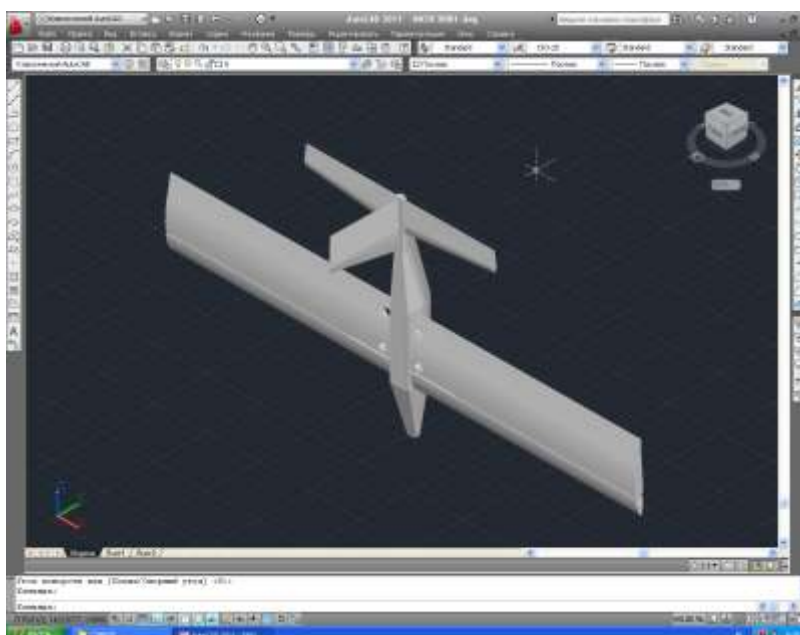


Рисунок 2. Общий вид собранной (базовой) модели проектируемого БЛА.

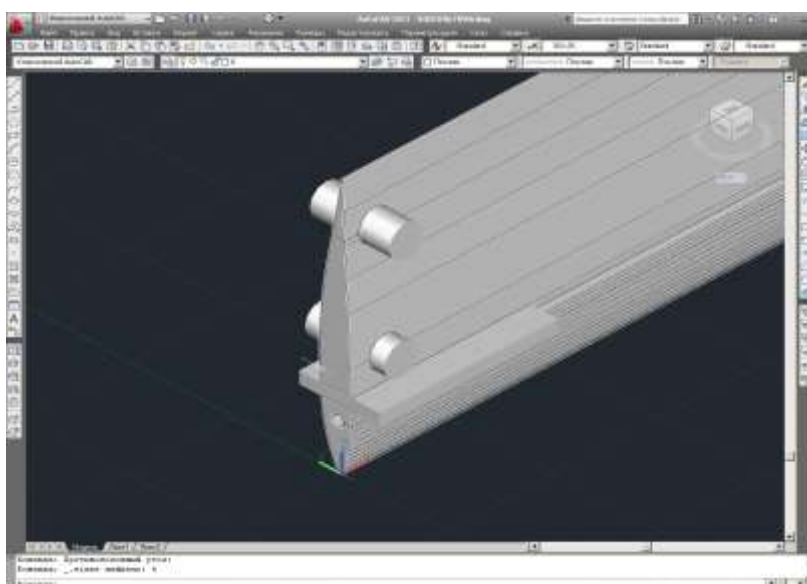


Рисунок 3. Построение технологических отверстий и вырезов, с последующим применением операции выдавливания.

Этапы отработки технологии и производство

1. Разработка технологий производства.

В основу проектирования был положен принцип изготовления даже самых простых деталей на станках с ЧПУ с целью создания полного взаимосвязанного комплекса проектирования, технологического обеспечения, производства БЛА и его элементов любой размерности и формы в кратчайшие сроки проектирования «в реальном масштабе времени». Так элементы из плавкого материала изготавливались методом резки раскаленной проволокой и лазером на станках с ЧПУ, широко использовались технологии 3D фрезерования на

станках с ЧПУ, при изготовлении деталей из композиционных материалов использовались технологии вакуумного формообразования и формирования деталей.

2. Производство группы БЛА различного назначения на основе единого планера.

Задача: проведение всесторонних испытаний БЛА и создание исследовательской основы сертификации БЛА и его развития.

3. Комплектация БЛА

Задача: формирование полной карты-сметы комплектования БЛА деталями, агрегатами и подсистемами,купаемыми у поставщиков; подбор типов агрегатов с учетом системного их использования, выявление круга поставщиков и объема финансовых затрат. На этом этапе сформирована план-смета формирования пакета закупок составляющих БЛА проектируемой размерности и рассматриваемых, в том числе перспективных вариантов оборудования.

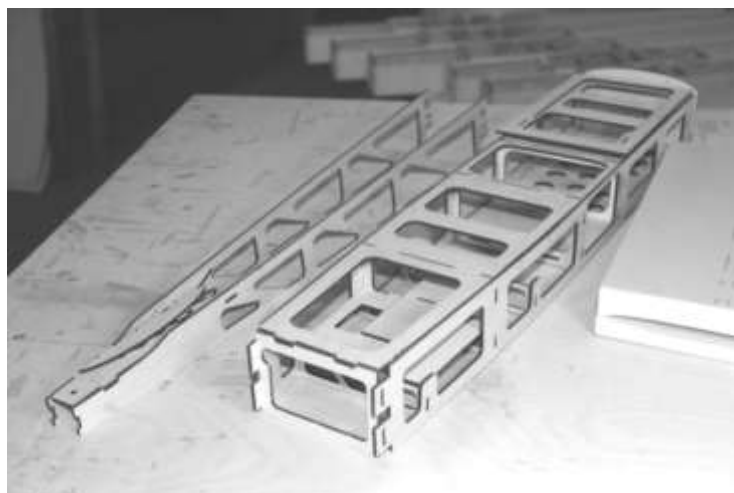


Рисунок 4. Основы носовой и хвостовой технологической частей фюзеляжа.



Рисунок 5. Заготовки консолей крыла в сборке.

1. Проектирование комплекса целевого оборудования БЛА.

В рамках проектирования отработаны комплексы оборудования БЛА решения задач аэрофотосъемки местности и общего наблюдения с передачей фото- и видеoinформации на наземный пункт управления. Отработаны требования к комплексам автоматического дистанционного и автономного управления БЛА. Проанализированы возможности систем других разработчиков и выявлены направления совершенствования систем и программного обеспечения, которые могут быть реализованы в проектируемых БЛА.

В настоящее время проведены летные испытания БЛА с выполнением полных полетных циклов выполнения типовых задач. Испытания продемонстрировали возможности БЛА, подтвердили его заявленные летные данные (табл. 1), подтвердили эксплуатационную привлекательность и практическую ценность БЛА для потенциального потребителя.

Таблица 1. Характеристики аппарата основные.

Назначение: беспилотный летательный аппарат общего наблюдения и мониторинга. Назначение определяется заказчиком и обеспечивается комплектом бортового и наземного оборудования.		
1	Габаритные размеры, мм: Высота Длина Размах крыла	420 1440 2200
2	Полетный вес, кг	4,5...6,0 (в зависимости от веса аккумуляторов)
3	Масса полезной нагрузки (оборудования)	До 1,5 кг
4	Продолжительность полета, мин	До 90 мин (в зависимости от емкости аккумуляторов и температуры воздуха)
5	Скорость полета относительно воздуха максимальная, км/час	120
6	Скорость полета рабочая, км/час	70
7	Высота полета максимальная (ограниченная энергетической высотой), м	2500
8	Скорость захода на посадку, км/час	20

ЛИТЕРАТУРА

1. Черепанов В.В., Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А. Математическая модель аэродинамики беспилотного летательного аппарата с учетом реальной формы всех элементов аэродинамической компоновки. Статья настоящего сборника.

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ»

Председатель – доцент Патрикеев Олег Викторович
Секретарь – к.т.н., доцент Ерохин Вячеслав Владимирович

СРЕДСТВА РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ
И КОМПЛЕКСЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ОВД

Воробьев С.А.

Филиал «Аэронавигация Восточной Сибири» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»
(г. Иркутск)

В статье рассмотрены основные результаты модернизации Иркутского укрупненного центра единой системы организации воздушного движения, дана характеристика используемых технических средств.

Необходимость использования технических средств управления воздушным движением (УВД) обусловлена необходимостью автоматизации емких процессов организации воздушного движения, характеризующихся большим объемом анализируемой информации и оперативностью принятия решений.

Основными процессами организации воздушного движения (ОВД) являются планирование использования воздушного пространства, непосредственное обслуживание воздушного движения, контроль воздушного пространства радиотехническими средствами, предоставление необходимой информации экипажам воздушных судов (ВС), прогнозирование и разрешение конфликтных ситуаций, контроль пропускной способности воздушного пространства, взаимодействие со смежными органами ОВД, метеорологическое обеспечение пользователей.

Разработка и производство средств автоматизации процессов УВД отечественной промышленностью начались с 1975 г. Первой автоматизированной системой в этом ряду считается аэродромная автоматизированная система (АС) УВД «Старт». В ряду АС УВД, нашедших широкое применение в отечественной авиации, стали аэродромные АС УВД «Теркас» и «Спектр». Первой трассовой АС УВД для районных центров (РЦ) УВД была система «Стрела», затем АС УВД «Трасса».

С конца 90-х годов до настоящего времени были разработаны и введены в эксплуатацию такие АС УВД «Синтез-Р2», «Альфа», АС ОВД «Индра» (Испания, Россия), «Галактика».

В Российской Федерации проведена серьезная модернизация системы организации и управления воздушным движением, в том числе и укрупнение районных центров управления воздушным движением. Это достаточно сложное мероприятие, как правило, предусматривающее строительство новых или реконструкцию существующих зданий центров УВД, оснащение их современным отечественным оборудованием, автоматизированными системами планирования, наблюдения и связи. Такая работа проводится и в аэропорту Иркутск.

Работа по развитию Иркутского РЦ и в дальнейшем его укрупнению началась в 1997 г. с разработки технико-экономического обоснования. Непосредственная работа по созданию АС ОрВД для Иркутского УЦ ЕС ОрВД началась в 2008 г. с разработки «ТТТ» на АС ОрВД и выполняется до настоящего времени. Она включает реконструкцию технологического здания и техническое перевооружение Иркутского укрупненного центра ЕС ОрВД, включая оснащение автоматизированной системой организации воздушного движения. Работа проводится на основании Указа Президента Российской Федерации от 12.02.2008 г. № 190с и Постановления Правительства Российской Федерации от 01.09.2008 № 652 «Об утверждении федеральной целевой программы «Модернизация Единой системы организации воздушного движения Российской Федерации (2009-2015 годы)» и соглашения между Росаэронавигацией и ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» от 02.04.2009 № С-44-10.

Основные цели создания Иркутского укрупненного центра ЕС ОрВД:

- повысить спрос и привлекательность маршрутов в зоне ответственности УЦ ЕС ОрВД со стороны пользователей воздушного пространства (авиакомпаний);
- оптимизировать структуру воздушного пространства в регионе;
- обеспечить гибкость при определении границ секторов в зависимости от изменения направления потоков и интенсивности воздушного движения;
- сократить рубежи приема и передачи при ОВД, количество пунктов обязательных донесений и сеансов радиосвязи между диспетчером и экипажем;
- уменьшить количество и продолжительность операций по согласованию и взаимодействию диспетчеров ОВД;
- рационально использовать структуру полей наблюдения и радиосвязи внутри зоны ответственности укрупненного центра ЕС ОрВД;
- сократить эксплуатационные затраты за счет оптимизации маршрутов и эшелонов полетов с целью обеспечения экономии топлива ВС;
- увеличить пропускную способность воздушного пространства региона;
- решить кадровые и социальные проблемы персонала служб ОВД и ЭРТОС.

Основным элементом Иркутского УЦ ЕС ОрВД является автоматизированная система организации воздушного движения, включающая в свой состав подсистемы наблюдения за воздушной обстановкой, речевой и наземной связи, комплексы средств автоматизации планирования использования

воздушного пространства, документирования и воспроизведения информации, средств единого времени, метеобеспечения и гарантированного электроснабжения.

В состав Иркутского объединенного Центра ОВД в настоящее время входят следующие органы ОВД: Иркутский РЦ ЕС ОрВД, МДП Иркутск и АДЦ аэродрома Иркутск.

В состав Иркутского РЦ входят 8 секторов: РЦ-1 – РЦ-7, РЦ-9 (МДП, ВВТ) (рис. 1), группа ПВД и КПТС СИТВ с ПУ ПВО МО.

В состав АДЦ Иркутск входят: диспетчерские пункты ДПП, ДПК, Вышки (СДП/ПДП) и руления. Выносные СДП располагаются у торцов порогов ВПП 12/30.

Управление воздушным движением осуществляется с диспетчерских пунктов, расположенных в здании АС УВД «Старт» на территории аэродрома Иркутск.

В зоне ответственности Иркутского УЦ ЕС ОрВД находятся шесть районов МДП (Иркутск, Братск, Киренск, Нижнеудинск, Улан-Удэ, Чита) и четыре ВМДП (Бодайбо, Нижнеангарск, Усть-Кут, Ербогачён).

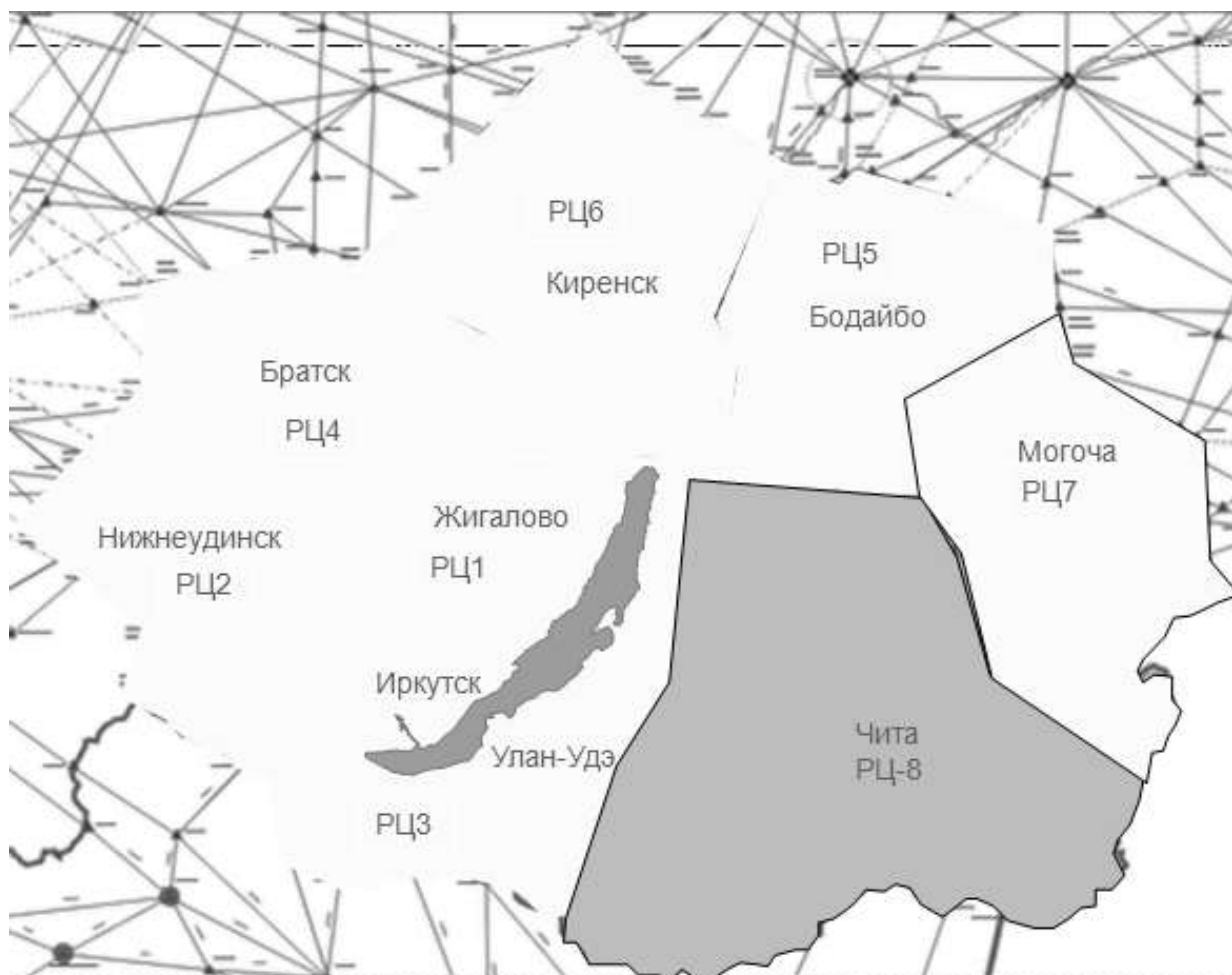


Рисунок 1. Сектора Иркутского районного центра ЕС ОВД.

В южном направлении Иркутский УЦ ЕС ОрВД граничит с Монгольской Народной Республикой, в юго-восточном – с Китайской Народной Республикой, в восточном – с Хабаровским УЦ ЕС ОрВД, в северном – с Якутским УЦ ЕС ОрВД, в западном – с Красноярским УЦ ЕС ОрВД.

Зона ответственности всего Иркутского УЦ ЕС ОрВД характеризуется следующими показателями:

- площадь – 1512000 км²;
- протяженность: север-юг – 1428 км, запад-восток – 1720 км;
- протяженность воздушных трасс 47 016 км (из них международных – 28 249 км), протяженность маршрутов МВЛ – 20470 км.

В зоне ответственности филиала «Аэронавигация Восточной Сибири» в январе 2013 г. диспетчерскими пунктами и секторами районов УВД суммарно обслужено около 13 647 полетов ВС, что на 8,4% больше, чем в январе 2012 г.

Подсистема наблюдения за воздушной обстановкой, включает комплекс средств автоматизации управления воздушным движением (КСА УВД «Топаз»), трассовые и аэродромные радиолокационные комплексы, автоматические радиопеленгаторы (рис. 2).

КСА «Топаз ОВД» характеризуется следующими функциональными возможностями:

- сопряжение с источниками информации АЗН-В; РП-5Г; АСУ ТП «Синхрон»;
- запись и воспроизведение в течение не менее 30 суток информации, связанной с выполнением пультowych операций;
- сигнализация нарушения норм эшелонирования между сопровождаемыми по вторичному каналу ВС, возможного снижения ВС ниже минимально безопасной высоты полета, возможного захода ВС в зоны опасных метеоявлений;
- ввод и обновление массива картографической аэронавигационной информации в формате стандарта Arinc 424;
- выполнение на АРМ диспетчеров УВД функций приема/сдачи дежурства с возможностью сохранения/восстановления индивидуальных настроек изображения в окне воздушной обстановки каждого принявшего дежурство диспетчера;
- отображение на специализированном АРМ системы технического контроля и управления информации о действующей конфигурации комплексов в центре управления и их техническом состоянии;
- возможность ввода признака сигнализации занятости ВПП;
- возможность отображения справочной аэронавигационной информации о спутниках, наблюдаемых из района аэродрома с графиком изменения их количества во времени (для ЛККС);
- обеспечение работы с каналом АФТН по приему, хранению и отправлению (автоматизированному или ручному) телеграфных сообщений с предусмотренных рабочих мест в составе комплекса;

– взаимодействие по плановой информации с автоматизированными системами и комплексами ПВД или АС УВД с функциями ПВД, с аэродромными системами ПИВП;

– автоматизированное взаимодействие со смежными АС УВД, системами контроля использования воздушного пространства (АСУ МО) на основе стандарта ASTERIX;

– автоматизированное взаимодействие с АС и комплексами управления воздушным движением с функциями обработки плановой информации смежных центров УВД путем обмена специализированными плановыми сообщениями по протоколу ОЛДИ (АВІ, АСТ, РАС, МАС, REV и LAM);

– сопряжение с автоматизированными системами и средствами метеобеспечения и/или источниками метеоинформации на месте установки изделия, прием, обработка и отображение различных видов метеоинформации;

– прием, обработка и отображение информации от 37 дублированных радиолокационных комплексов – 20 собственных, 7 внешних, 10 будущих и 11 АРП;

– взаимодействие с КСА ПИВП ЗЦ;

– взаимодействие с существующими системами УВД, контроля ИВП, КПТС СИТВ ПВО МО;

– реализация режима «by-pass»;

– обнаружение и разрешение среднесрочных конфликтов;

– архивирование файлов данных для системы мониторинга безопасности;

– использование системного программного обеспечения типа UNIX.

По своей архитектуре КСА УВД является открытой модульной системой, построенной на базе локальной вычислительной сети (ЛВС) с распределенной структурой и обработкой информации.

КСА УВД обеспечивает:

– обработку информации и возможность решения функциональных задач 2-ой фазы текущего планирования и управления воздушным движением в зоне площадью 2000х2000 км на высотах – от 0 до 30000 м;

– автоматическое сопровождение ВС по данным информации наблюдения в диапазоне скоростей (100-3000) км/час;

– максимальное количество одновременно сопровождаемых треков ВС по данным информации наблюдения – не менее 700;

– сопряжение со следующим количеством источников информации о воздушной обстановке до 60 РЛС, до 15 АРП;

– обработку до 4000 пассивных и до 700 активных планов полетов.

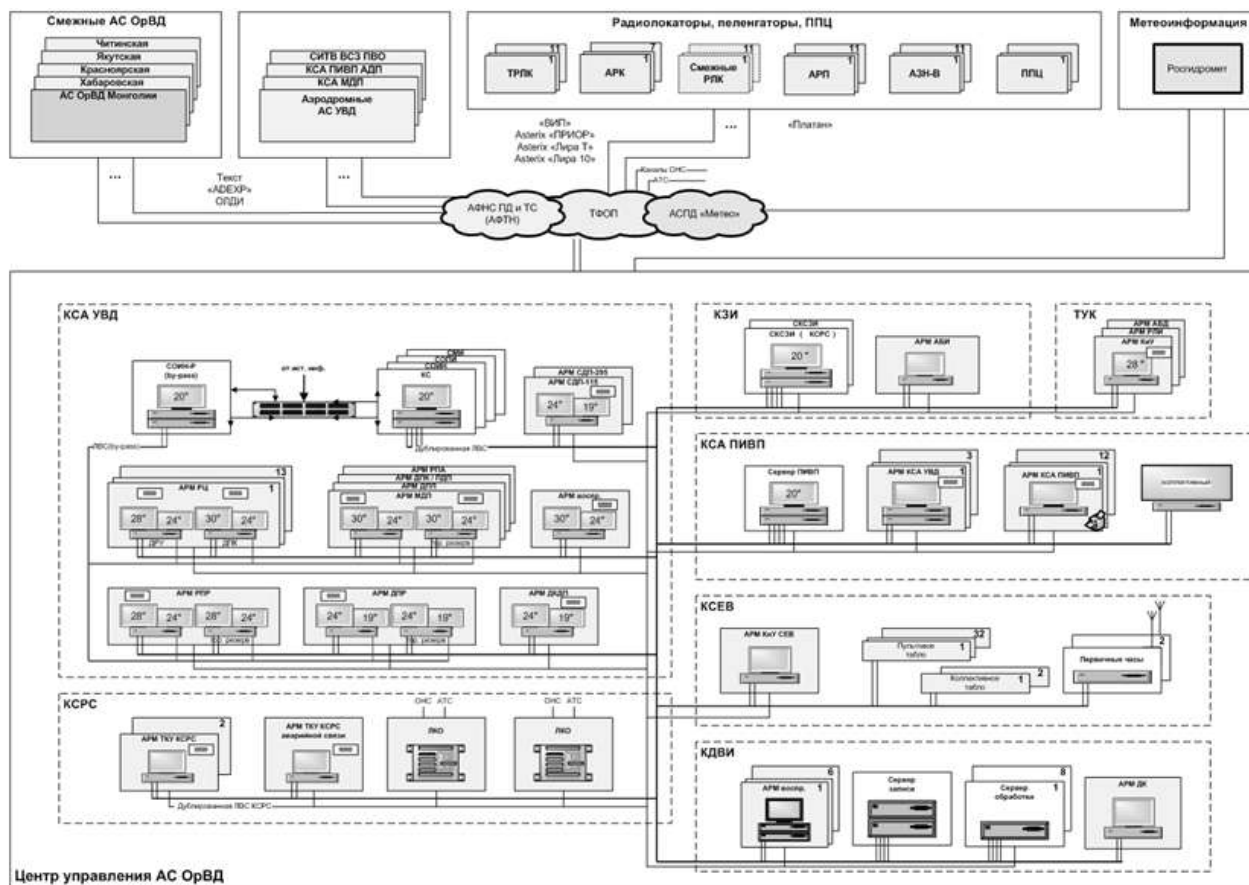


Рисунок 2. Структура подсистемы наблюдения за воздушной обстановкой.

Расчетная надежность КСА УВД Иркутского УЦ характеризуется наработкой на отказ 20666 час. и коэффициентом готовности 0,999976.

При полном отказе центральных серверов обработки информации КСА УВД и ЛВС, а также при модернизации комплекса для обеспечения рабочих мест информацией наблюдения о воздушном движении предусмотрен режим «by-pass». В режиме «by-pass» корреляция информации наблюдения и плановой информации не выполняется.

Переход в режим «by-pass» производится с рабочего места диспетчера. Время перехода в режим «by-pass» не превышает 2 мин. для РДЦ и 1 мин. для АДЦ. При этом выполняется сигнализация о переходе и о работе в режиме «by-pass».

В качестве комплекса средств речевой связи используется система сопряжения различных средств связи таких как СКРС «Мегафон», УПАТС «Дефинити», АППЦ Иркутск, КЦВ типа «Конгресс», АФНС СС ВС региона. Дополнительно предусмотрена аварийная система радиосвязи.

СКРС «Мегафон» представляет собой полностью цифровую децентрализованную наращиваемую систему голосовой связи и предназначена для организации наземной громкоговорящей и телефонной связи, управления радиосвязью с воздушными и наземными объектами.

Система обеспечивает следующие виды связи:

- двухстороннюю радиосвязь в диапазонах ОВЧ и УВЧ между диспетчерами центра ОВД и экипажами ВС;
- двухстороннюю радиосвязь «земля-земля» с неподвижными и подвижными объектами;
- прослушивание радиообмена смежных диспетчерских пунктов и радиоканалов диспетчеров УВД;
- внутрицентровую телефонную (громкоговорящую) связь диспетчеров центра УВД, а также технического персонала;
- внешнюю телефонную (громкоговорящую) связь диспетчеров с абонентами центра УВД;
- внешнюю телефонную (громкоговорящую) связь с удаленными объектами взаимодействия центра УВД (смежные районные центры, диспетчерские пункты подхода, аэропорты и аэродромы зоны и т.п.) по арендованным междугородним каналам связи;
- неоперативную телефонную связь через коммутационное оборудование системы речевой связи с абонентами системы, к которым не имеется прямого доступа;
- вывод речевой информации для регистрации на внешнем оборудовании документирования.

Качество связи и речевая разборчивость речи в режиме громкоговорящей связи не ниже 1 кл. по ГОСТ 16600.

Адресная емкость системы:

- по телефонной связи – до 1024 интерфейсов;
- по подключаемым радиостанциям – до 255 пар основная/резервная;
- количество радиоканалов, доступных для одновременного выбора на рабочем месте диспетчера – до 12-ти.

Показатели надежности КСРС:

- среднее время наработки на отказ рабочего места – не менее 20000 час;
- среднее время наработки на отказ любого тракта радио или телефонной связи – не менее 15000 час;
- среднее время восстановления – не более 15 мин;
- общий коэффициент готовности КСРС – не менее 0,99998.

Система имеет встроенные программные средства администрирования и конфигурирования, обеспечивающие:

- возможность разграничения прав доступа пользователей системы;
- возможность изменения конфигурации системы и информации, отображаемой на сенсорном мониторе;
- регистрацию основных действий пользователей.

Система имеет встроенные средства контроля технического состояния, обеспечивающие контроль текущего состояния аппаратуры и режимов работы, возможность немедленного перехода на резервный комплект при возникновении отказа или неисправности, автоматическое обнаружение неисправностей и отказов системы.

В состав комплекса документирования и воспроизведения информации (КДВИ) «Авиатор» входят:

- станция записи дублированная на 512 каналов;
- АРМ дистанционного контроля и управления;
- АРМ синхронного воспроизведения – 6;
- Комплект программного обеспечения.

Комплекс документирования и воспроизведения информации предназначен для записи и последующего синхронного воспроизведения речевой информации, информации о воздушной обстановке и видеоинформации с экранов автоматизированных рабочих мест (АРМ) КСА УВД.

КДВИ имеет следующие функциональные возможности:

- возможность экспорта записанных речевых данных, по любым выбранным каналам в звуковой файл wav формата, который можно прослушать на любом ПК;
- возможность программирования времени начала и окончания записи;
- возможность поиска записанной информации по номеру или наименованию одного или нескольких каналов, а так же по маркеру, вставленному в процессе записи;
- воспроизведение информации в ускоренном и замедленном масштабах времени;
- запись и воспроизведение наблюдаемой воздушной обстановки на каждом рабочем месте синхронно с речевой информацией.

В КДВИ «Авиатор» применен съем информации с графического адаптера рабочего места. На жесткий диск пишется вся выдаваемая на отображение информация.

КДВИ имеет распределенную архитектуру и собран на базе ПЭВМ, объединенных дублированной ЛВС типа Fast Ethernet 1000 Mb/s.

КДВИ обеспечивает регистрацию следующих источников данных:

- аналоговые каналы связи тональной частоты;
- цифровые каналы связи (Е1 типа ИКМ-30);
- радиолокационная информация, передаваемая от РЛС;
- радиолокационная информация, рассылаемая после обработки в КСА УВД на АРМ, а также вся информация по пультовым операциям, проведенным над треками в КСА УВД: взятие на управление, передача, корреляция с планом и др.;
- видеоинформация, отображаемая на экранах мониторов АРМ (screenshot);
- плановая информация (все модификации планов полетов, формализованные сообщения, поступившие и переданные по каждому плану, прием, изменение, активизация, отмена и ручной ввод ограничений воздушного пространства).

Средняя наработка оборудования комплекса на отказ составляет 56000 час, среднее время восстановления 0,35 ч.

Кроме рассмотренных систем в состав оборудования Иркутского УЦ ЕС ОрВД входит комплекс средств единого времени и комплекс средств защиты информации.

Комплекс средств единого времени (КСЕВ) обеспечивает формирование и хранение шкалы времени, синхронизированной со шкалой всемирного координированного времени UTC с автоматической привязкой к временной шкале временного пояса, в котором установлен объект.

Привязка шкалы времени КСЕВ к шкале UTC производится посредством приема сигналов от навигационных космических аппаратов (НКА) спутниковой навигационной системы (СНС). В качестве основной СНС используется система ГЛОНАСС (в качестве резерва может быть использована СНС GPS).

Максимальное отклонение шкалы времени КСЕВ от шкалы времени UTC при наличии сигналов от СНС не превышает 1 мкс.

В состав аппаратно-программного комплекса средств защиты информации входят:

- дублированный сервер КЗИ;
- АРМ администратор БИ (безопасности информации);
- межсетевые экраны Cisco 28xx (из состава КСА УВД и КСА ПИВП);
- аппаратно-программный комплекс тестирования угроз информационной безопасности;
- комплекс антивирусной защиты.

Решение основных задач системы комплексной защиты информации в АС УВД осуществляется путем реализации:

1) организационных (административных) мер, регламентирующих процессы функционирования отдельных подсистем АС УВД, использование их ресурсов, деятельность персонала и порядок взаимодействия различных категорий легальных субъектов доступа с подсистемами АС УВД таким образом, чтобы в наибольшей степени затруднить или исключить возможность реализации угроз безопасности и возникновения кризисных ситуаций;

2) физических и технических (аппаратных и программных) мер, позволяющих реализовать необходимые функции защиты отдельных подсистем АС УВД с требуемым уровнем защищенности.

Перечень защищаемых комплексов АС ОрВД Иркутского УЦ:

- КСА УВД (комплекс средств автоматизации управления воздушным движением);
- КСА ПИВП ЗЦ/УЦ (комплекс средств автоматизации планирования использования воздушного пространства);
- КСРС (комплекс средств речевой связи);
- КСЕВ (комплекс средств единого времени);
- КДВИ (комплекс документирования и воспроизведения информации).

ПОДАВЛЕНИЕ ПОМЕХ ПРИ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКЕ СИГНАЛОВ

Патрикеев О.В.

patrikeev_ov@mail.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Автоматизированные системы организации воздушного движения (АС ОрВД), включают в свой состав подсистемы наблюдения за воздушной обстановкой, речевой и наземной связи, комплексы средств автоматизации планирования использования воздушного пространства, документирования и воспроизведения информации, средств единого времени и метеорологического обеспечения. Для объединения этих подсистем в единое целое целесообразно использовать унифицированные каналы передачи данных. В связи с увеличением авиатрафика растет нагрузка на эти системы и, соответственно, на каналы передачи информации. В докладе рассмотрены основные методы повышения качества передачи дискретной информации по каналам связи АС ОрВД, в условиях воздействия естественных и внутрисистемных помех, позволяющие повысить эффективность управления и безопасность воздушного движения.

Организация воздушного движения в гражданской авиации (ГА) – одна из самых сложных и важных задач, от эффективности решения которой зависит главный показатель оценки работы ГА: безопасность воздушного движения.

Увеличение объемов воздушных перевозок приводит к возрастанию информационной нагрузки на сети передачи данных (СПД) ОрВД 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, промышленных, внутрисистемных), а частотно-временные ресурсы обычных систем радиосвязи уже практически исчерпаны.

Таким образом, для повышения эффективности ОрВД 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:

- 1) унификация каналов передачи информации: использование для передачи аналоговой и дискретной информации стандартных цифровых каналов, позволяющих повысить помехоустойчивость и скорость передачи информации;
- 2) применение для передачи информации перспективных видов сигналов: шумоподобных, многопозиционных и т.д.;
- 3) 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:

- 1) помехоустойчивое кодирование информации;
- 2) передача информации с помощью шумоподобных сигналов (ШПС) с большой базой B или использование псевдослучайной перестройки рабочей частоты при передаче информации узкополосными сигналами;
- 3) пространственно-временная обработка принимаемых сигналов;
- 4) подавление сосредоточенных помех при первичной или вторичной обработке информации.

При жестких ограничениях на выделяемые частотно-временные ресурсы, наибольший интерес представляют две последние группы методов, но применение пространственно-временной обработки сигналов требует существенного изменения структуры антенно-фидерной системы ЛА, что не всегда возможно и экономически оправдано.

Последняя группа методов требует внесения минимальных изменений в конструкцию аппаратуры СПД, заключающихся, в основном, в модернизации ее элементной базы и изменения алгоритмов работы цифровой части системы.

Подавление сосредоточенных помех при первичной обработке информации предполагает подавление помех в высокочастотном тракте приемного устройства до демодуляции сигнала (рис. 1).

В настоящее время известно два подхода в разработке адаптивных устройств, осуществляющих режекцию сосредоточенных по спектру помех [1]:

- 1) создание устройств, основанных на применении методов оценивания помех по критерию минимума среднеквадратической ошибки;
- 2) создание устройств, использующих при обработке изменение пространства преобразования сигналов.

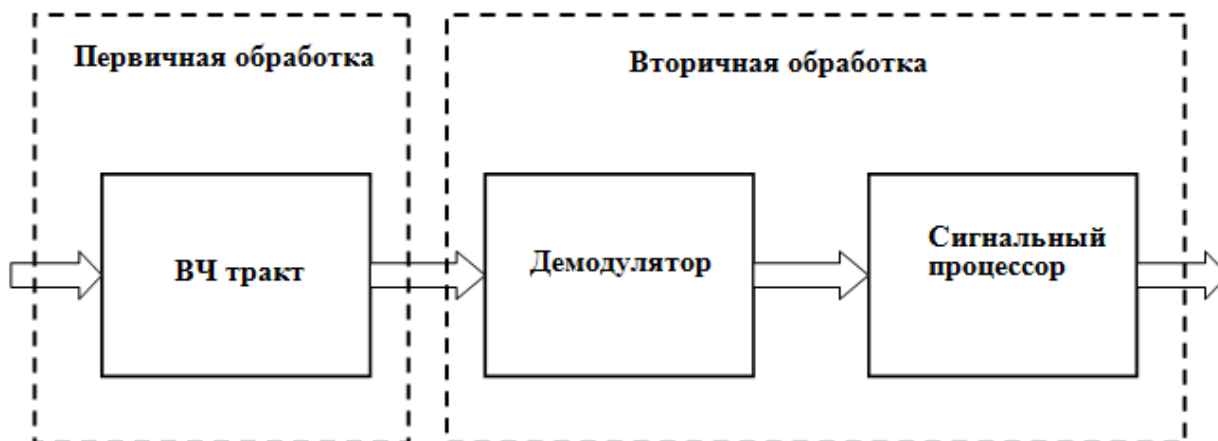


Рисунок 1. Приемный тракт СПД.

Одним из основных недостатков этой группы методов, является то, что помеха должна быть сосредоточенной либо по времени, либо по спектру, т.е. должна достаточно хорошо различаться на фоне принимаемого сигнала.

Более универсальными методами, не зависящими от структуры помехи, являются методы подавления помех при вторичной обработке сигнала. Эти методы предполагают подавление помех, как на этапе демодуляции сигнала, так и после нее (рис. 1), и могут быть реализованы в демодуляторе или сигнальном процессоре. При реализации этих методов производится оценка степени искажения сигнала помехой (оценка качества сигнала), а затем осуществляется компенсация вредного воздействия помехи [2].

Способ компенсации действия помехи определяется структурой СПД. В системах с обратной связью, при обнаружении искажения сигнала, осуществляется запрос на его повторную передачу, затем цикл повторяется, до тех пор, пока не будет принят неискаженный сигнал. В системах без обратной связи для исправления ошибок, вызванных воздействием помех, используются помехоустойчивые коды, а оценка качества принимаемого сигнала позволяет наилучшим образом реализовать их корректирующие свойства.

Для эффективного подавления помех целесообразно применять каскадное кодирование информации (рис. 2), позволяющее согласовать характеристики защищенного цифрового канала с конкретной радиолинией, используемой для передачи информации.

Повышение эффективности этого метода возможно при использовании для передачи информации M -ичных шумоподобных сигналов (ШПС) совместно с каскадным кодированием и оценкой качества принимаемого сигнала, осуществляемой на этапе его демодуляции (рис. 3) [2, 3].

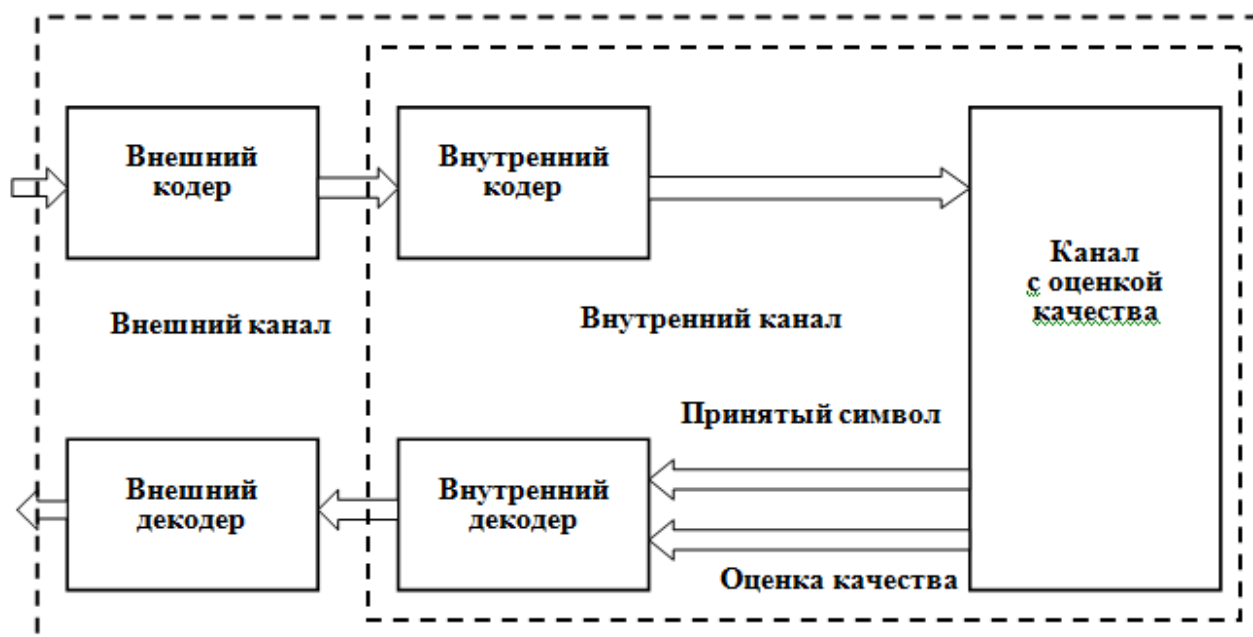


Рисунок 2. Структура системы с каскадным кодированием.

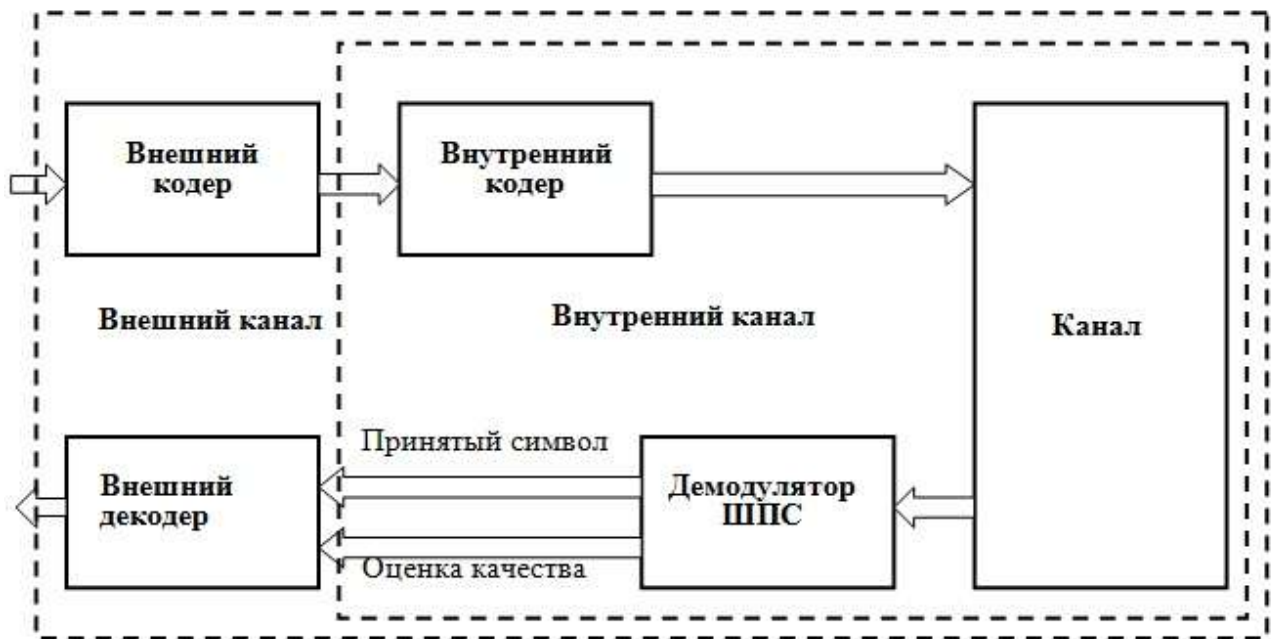


Рисунок 3. Структура системы с каскадным кодированием и ШПС.

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 стертых символов $\alpha_j, j=0...N-1$, кодового слова при условии, что $2t+s < d$.

Вводя на внутренней ступени декодирования каскадного кода (для данной структуры – это этап демодуляции ШПС) двухуровневую оценку качества Q , можно исключить из дальнейшей обработки сигналы, искаженные помехой. При $Q=1$ принятый ШПС считается неискаженным, и соответствующий M -ичный символ $\alpha_j=0...M-1, j=0...N-1$ кода Рида-Соломона поступает на декодирование; если $Q=0$, то считается, что принятый ШПС искажен помехой, и на вход декодера кода Рида-Соломона поступает символ «стирание» α_s .

Таким образом, в системе передачи дискретной информации с каскадным кодированием и оценкой качества принимаемого сигнала на внутренней ступени декодирования каскадного кода решение η должно приниматься по следующему алгоритму

$$\eta = \begin{cases} a_j = \text{MAX}_i^{-1} \{W[\xi(t)/S_i(t)]\}, Q=1, \\ a_s, Q=0, i=0...M-1, \end{cases} \quad (1)$$

где $W[\xi(t)/S_i(t)]$ – условная плотность вероятности принятого колебания $\xi(t)$, представляющего собой аддитивную смесь сигнала $S_i(t), i=0...M-1$, и помехи $n(t)$, при условии передачи сигнала $S_j(t)$.

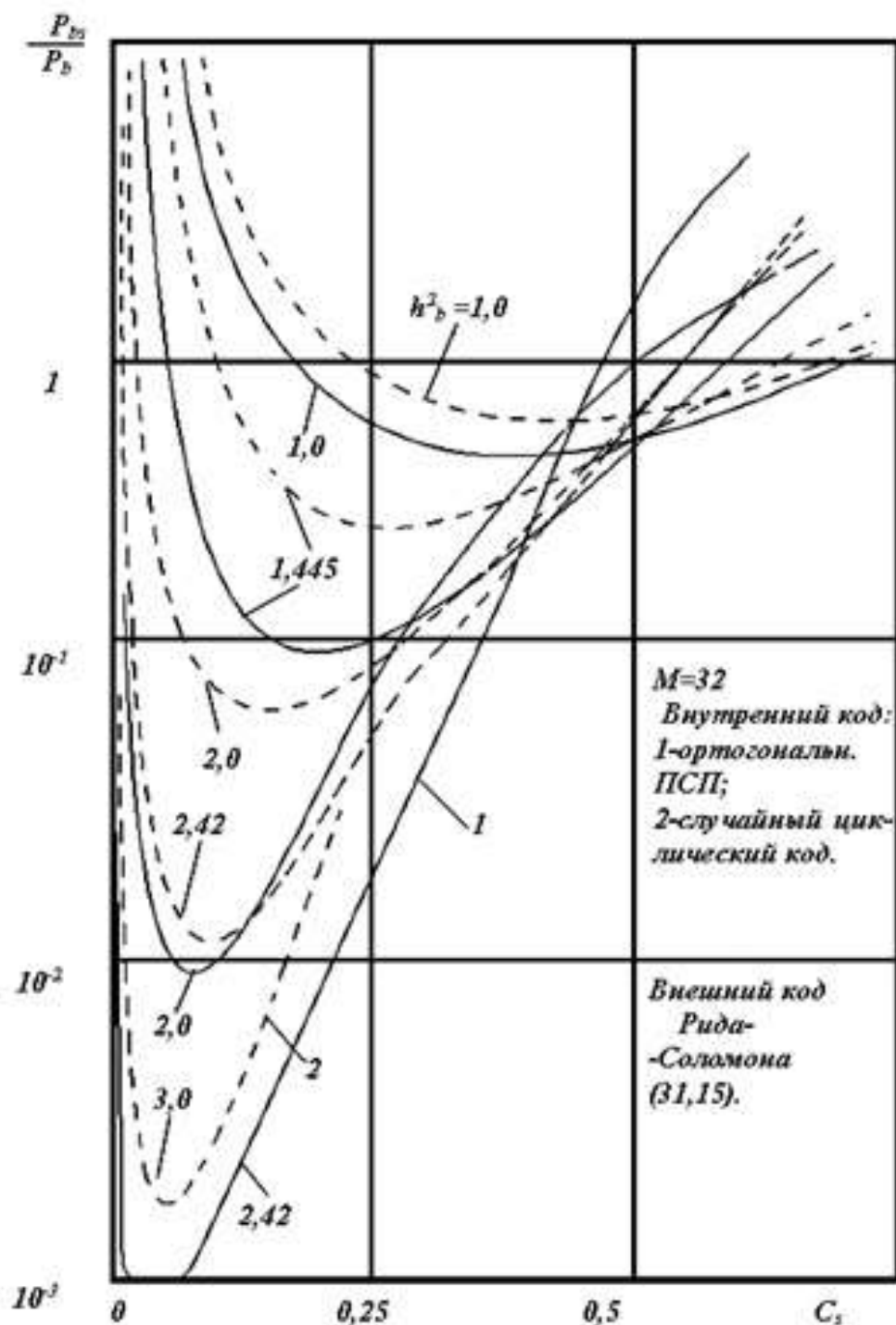


Рисунок 4. Уменьшение вероятности ошибки при введении «стираний».

Введение оценки качества позволяет более полно использовать корректирующую способность кода Рида-Соломона и уменьшить результирующую вероятность ошибки (рис. 4).

Если в СПД достаточно точно известны характеристики канала передачи информации и, соответственно, стоимость принятия решений: цены правильного приема C , стирания C_s и ошибки C_e , то оценка качества Q определяется по простому алгоритму:

$$Q = \begin{cases} 1, & W[\xi(t)/S_j(t)] \geq \lambda, \\ 0, & W[\xi(t)/S_j(t)] < \lambda, \end{cases} \quad (2)$$

где λ – порог стирания, зависящий от стоимости принятия решений:

$$\lambda = \sum_{i=0}^{M-1} W[\xi(t)/S_i(t)](C_e - C_s)/(C_e - C). \quad (3)$$

С учетом того, что неправильный прием информации приводит к наибольшим потерям, а при правильном приеме потерь нет, цены принятия решения обычно выбираются следующими: $C = 0$, $C_e = 1$ и $0 < C_s < 1$.

В этом случае порог λ является функцией цены стирания C_s и его оптимальное значение определяется из условия минимизации вероятности ошибочного декодирования P_{bs} кодового слова каскадного кода (рис. 4), определяемой выражением вида:

$$P_{bs} = \sum_t^N \sum_{s=1}^{N-t} [N!/t!S!(N-t-S)!] P_{ne}^t P_s^S (1 - P_{ne} - P_s)^{N-t-S} \quad (4)$$

где P_{ne} и P_s – вероятности необнаруженной ошибки и стирания при приеме символа.

Энергетический выигрыш от введения стираний зависит от точности метода оценки качества Q , вида помехи, ее уровня (чем сильнее помеха, тем лучше она распознается и подавляется) и может достигать 3...5 дБ [2, 3], причем, следует отметить, что положительный эффект достигается без дополнительного увеличения частотно-временных ресурсов системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Милстайн Л.Б. Методы подавления помех в системах радиосвязи с широкополосными сигналами // ТИИЭР. – 1988. – т.76, №6. – С. 19-36.
2. 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.
3. Патрикеев О.В. Оценка качества принимаемых сигналов в широкополосных системах передачи дискретной информации // Исследования по геомагнетизму, аэронавигации и физике Солнца. – Новосибирск: Наука, 1995. – Вып.103. – С. 224-230.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОВМЕЩЕННОГО ПРИЕМНИКА СПУТНИКОВЫХ РНС

Арефьев Р.О.

SeveN7772009@yandex.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Проведен сравнительный анализ точностных характеристик совмещенного приемника СН-4312 при работе по разным спутниковым системам навигации.

Известно, что современные спутниковые РНС, такие как GPS и ГЛОНАСС, позволяют определять координаты воздушных судов (ВС) с точностью, удовлетворяющей требованиям зональной навигации, а при определенных условиях и требованиям точного захода на посадку и категорированной посадки [1].

Однако на точность определения координат по данным спутниковых РНС оказывает влияние весьма широкий спектр факторов, что ухудшает точностные характеристики создаваемых системами навигационно-временного поля и в ряде случаев решение навигационной задачи по данным спутниковой РНС является невозможным.

Для улучшения точности и надежности навигационных определений по данным спутниковых РНС в современных приемниках предусмотрен режим выполнения измерений и решения навигационной задачи по сигналам, принимаемым от спутников обеих систем, как GPS, так и ГЛОНАСС.

Для практики представляет определенный интерес оценка характеристик точности навигационных определений в одной и той же точке наблюдения на одном и том же интервале времени, при работе как отдельно по системам GPS, ГЛОНАСС, так и в совмещенном режиме.

Для исследований использовался авиационный приемник СН-4312, который позволяет оператору вручную выбирать спутниковую систему для решения навигационной задачи.

Было проведено три натурных эксперимента по созвездию ГЛОНАСС, GPS и GPS/ГЛОНАСС в точке с координатами 52°15,45' с.ш. и 104°21,38' в.д на интервале времени 1 час. Для оценки точности использовался анализ геометрического фактора систем на интервале наблюдения. Фиксировались значения горизонтального HDOP и вертикального VDOP геометрических факторов (ГФ), а также значения текущей измеренной высоты с интервалом в 1 мин. Измерения широты и долготы не фиксировались, так как точность индикации приемника (около 18 м) недостаточна для выделения мгновенной ошибки.

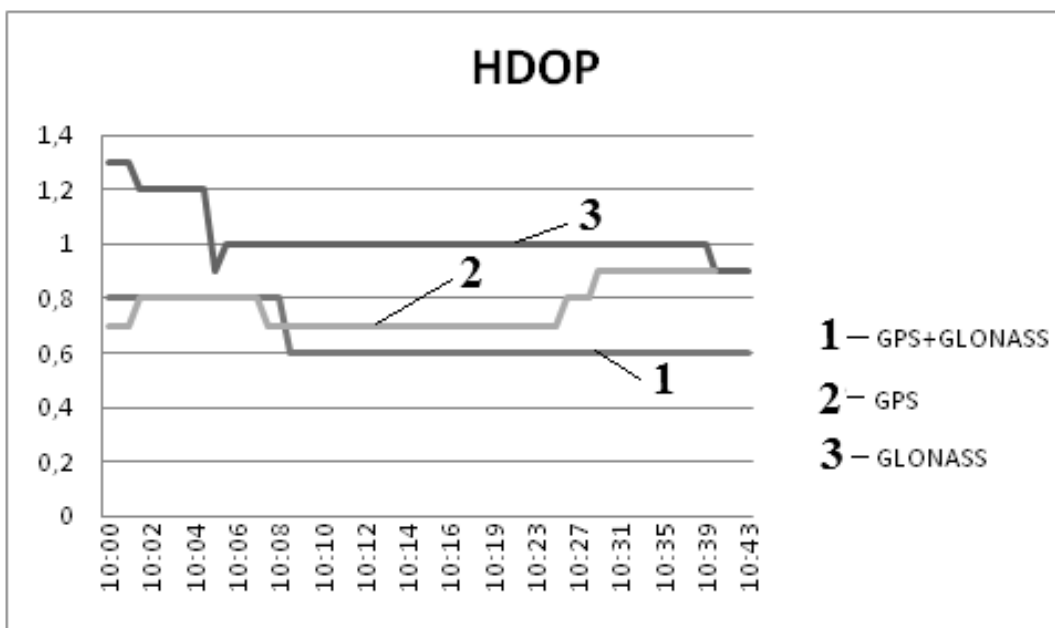


Рисунок 1. Значения горизонтального ГФ.

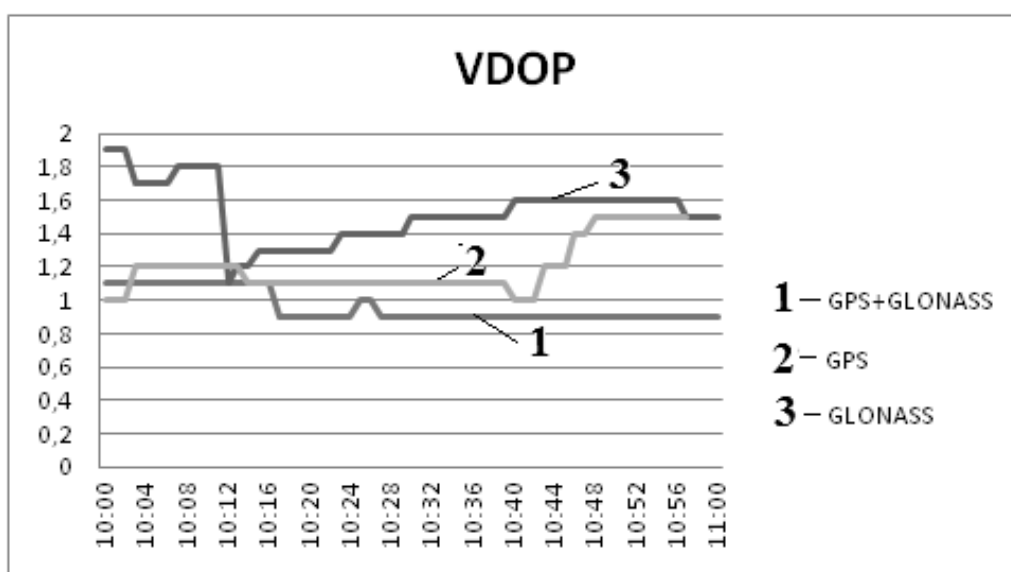


Рисунок 2. Значения вертикального ГФ.

На рис. 1-2 представлены результаты исследований. Лучшие ГФ HDOP и VDOP обеспечивались при решении навигационной задачи по совмещенному созвездию (GPS+GLONASS), результаты ГФ полученные по созвездию ГЛОНАСС значительно хуже. Это может быть обусловлено количеством НС при решении навигационной задачи. Решение навигационной задачи по GPS созвездию обеспечивалось 12-13 НС, по ГЛОНАСС 8-9 НС.



Рисунок 3. Ошибка измерения высоты.

На рис. 3 представлен результат исследования ошибки измерения высоты. Наибольшая ошибка измерения высоты (кривая 3) имеет место при работе приемника по созвездию ГЛОНАСС и на анализируемом интервале времени ее вариации составляют от 1 до 13 м. Наилучшая точность измерения высоты наблюдается при работе по совмещенному созвездию (кривая 1) и ее вариации составляют от -3 до 3 м.

Таким образом, при работе приемника только по сигналам системы ГЛОНАСС, приемник показал худшие результаты, как по геометрическому фактору, так и по точности. Это может быть обусловлено худшим, чем в GPS, качеством эфемеридного обеспечения, меньшим количеством навигационных спутников в наблюдаемой точке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Перов А.И., Харисов В.Н. ГЛОНАСС принципы построения и функционирования. – Издательство «Радиотехника» Москва, 2010. – 800 с.

РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОЦЕДУРНОГО ТРЕНАЖЕРА САМОЛЕТА ИЛ-96

Туринцев С.В., Портнов М.А.
Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Процедурный тренажер должен давать реальное представление о расположении оборудования в кабине и его функционировании. Имеющийся тренажер самолета ИЛ-96 имеет ряд существенных недостатков. В нем реализована наглядность работы ограниченного числа систем, расположение органов управления в тренажере имеет мало общего с их расположением в реальной кабине.

Условно авиационные тренажеры можно разделить на процедурные и пилотажные.

Процедурный тренажер – тренажер, в котором, как правило, пульта, приборы и органы управления имитируются с помощью сенсорных мониторов. Для удобства отдельные пульта и органы управления могут быть представлены в виде полноразмерных макетов.

Пилотажный тренажер – воспроизведенная в реальном масштабе кабина воздушного судна конкретного типа или конструкции, конкретной модели или серии, включающая комплект оборудования и вычислительные программы, необходимые для воспроизведения условий эксплуатации воздушного судна на земле и в воздухе, систему визуализации, обеспечивающую отображение внекабинного пространства и систему воспроизведения движения, имитирующую перегрузки. Указанная совокупность средств удовлетворяет минимальным стандартным требованиям, предъявляемым для квалификационного освидетельствования тренажера

Требования к самолетным тренажерам указаны в документе ICAO 9625 (крайним было третье издание 2009 г.), к вертолетным тренажерам в документе ICAO 9625 H [1].

В учебных заведениях гражданской авиации для подготовки инженерно-технического состава активно применяются процедурные тренажеры современных воздушных судов отечественного и зарубежного производства.

Тренажер самолета А-320 (рис.1) предназначен [2] для проведения тренировок по ознакомлению с кабиной А-320 и выполнению процедур в соответствии с FCOM (Руководство по эксплуатации для членов летного экипажа) и SOP (Технологии работ летных экипажей).

Для размещения только одного тренажера А-320 необходимо помещение около 80 м². Соответственно, для установки нескольких тренажеров возникает потребность в дополнительной площади. Это, кроме того, сопряжено и со значительными финансовыми затратами на приобретение тренажеров.



Рисунок 1. Кабина самолета А-320.

На кафедре АРЭО Иркутского филиала МГТУ ГА реализуется проект создания универсального процедурного тренажера с возможностью сопряжения с реальным бортовым оборудованием и программно-моделирующими платформами фирмы National Instruments, позволяющими создавать приемопередающие устройства в диапазоне частот от 0 Гц до 2,7 ГГц.

Основу программного обеспечения разрабатываемого тренажера составляет профессиональная платформа X-plane 10, в состав которой входят модуль создания воздушных судов и модуль создания аэропортов.

Полетная модель создаваемых воздушных судов основывается на концепции теории элемента лопасти в противовес моделям, расчет которых происходит по формулам производных контроля и стабильности. Таким образом, X-Plane позволяет создавать модель, поведение которой в воздушном потоке будет рассчитываться симулятором самостоятельно, исходя из множества текущих параметров, без заранее прописанного характера динамики ВС.

Разработка модели любого воздушного (ВС) судна начинается с построения трехмерного изображения данного ВС в программе Plane-maker, которая входит в инсталляционный пакет X-Plane (рис. 2). Реализация данного проекта позволит получить универсальный авиационный процедурный тренажер с расширенными функциями, в том числе и с возможностью визуализации полета.

Данным программным обеспечением планируется дополнить имеющееся программное обеспечение тренажера самолета Ил-96 (рис. 3). Мощный по своему содержанию тренажер самолета Ил-96 (включает пять вычислительных машин, шесть сенсорных жидкокристаллических мониторов и два вспомогательных монитора), по сути, представляет собой довольно слабую имитацию процедурного тренажера.

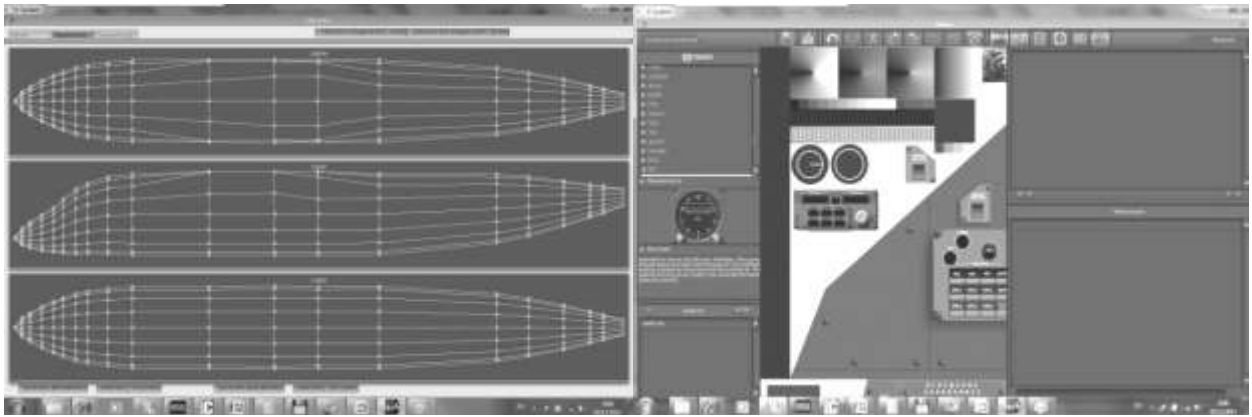


Рисунок 2. Построение трехмерной модели самолета Ан-148 в Plane-maker.



Рисунок 3. Процедурный тренажер самолета Ил-96.

Для сравнения, процедурный тренажер самолета А-320 в своем составе имеет две вычислительные машины, при этом расположение виртуальных приборов кабины соответствует их расположению в кабине реального самолета.

Таким образом, использование программы X-Plane позволит на одном тренажере реализовать практически любое количество типов воздушных судов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Материалы V Международной конференции «Авиатренажеры, учебные центры и авиаперсонал – 2013».: <http://www.people.eventair.ru/program/>.
2. Процедурный Тренажер: MFTD A320-200.: <http://www.s7training.ru/base/simulators/>

МНОГОПРИЕМНИКОВЫЕ МИКРОВОЛНОВЫЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ В ЗАДАЧАХ АЭРОНАВИГАЦИИ

Убайчин А.В.

dualog@mail.ru

Конструкторское бюро «Смена»

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники
(г. Томск)

Рассматривается возможность применения нового типа многоприемниковых микроволновых радиометров для обеспечения безопасности полетов на малых высотах и посадки в сложных метеорологических условиях. Приводится функциональная схема радиометрической системы обеспечения безопасности полетов, структурная схема многоприемникового радиометра на основе модифицированного метода нулевых измерений. Рассматривается алгоритм работы многоприемникового радиометра в специфических задачах оперативной аэронавигации при измерениях с высокой динамикой.

Одной из основных задач авиастроения является обеспечение безопасности летательных аппаратов при выполнении полетов [1]. В настоящее время летательные аппараты оборудуются комплексом различных радиоэлектронных систем обеспечения безопасности перелетов [2]. Однако, при полетах на малых высотах с высокой скоростью в сложных метеоусловиях, для контроля опасности столкновения требуется оперативная информация о препятствиях на пути летательного аппарата. В подобных случаях особенно осложнены полеты в горной местности.

В работе рассматривается возможность применения многоприемниковых микроволновых радиометров для решения задач обеспечения контроля столкновения с препятствиями на пути летательного аппарата.

Применение радиотеплолокации и радиометров, как приборов, относящихся к пассивной радиолокации, измеряющих слабые электромагнитные сигналы, вызванные собственным излучением тел в микроволновом диапазоне, для задач обеспечения безопасности полетов на малых высотах, измерения путевой скорости и посадки в сложных метеоусловиях хорошо описано в [3].

Существуют задачи построения динамических карт рельефа местности при помощи систем пассивной навигации, то есть без использования средств и методов активной локации. В случае, если условия применения аппаратов не позволяют использовать сигналы глобальных навигационных систем, летательный аппарат должен обладать комплексом оборудования для динамического построения рельефа местности.

Для решения подобных задач применяются системы оптического и инфракрасного диапазона длин волн [4]. В темное время суток эффективное применение оптического диапазона затруднительно. Приборы инфракрасного

диапазона длин волн, так же как и оптического, подвержены влиянию атмосферных явлений (туман, дождь), что ограничивает применение подобной аппаратуры. Иное дело обстоит с микроволновым диапазоном, для которого атмосферные явления не оказывают значительного влияния из-за высокой проникающей способности.

При радиотеплолокационном методе построения рельефа используется собственное электромагнитное излучение объектов – перепад яркостных температур (радиотеплоконтраст) поверхности Земли (около 300 К) и неба (около 10 К) [5]. Построение динамических радиотепловых карт рельефа поверхности и предупреждение о возникновении препятствия на пути летательного аппарата осуществляется при помощи радиометрической системы, размещенной на борту летательного аппарата [6]. Для построения радиояркостного профиля производится сканирование антенной с узкой диаграммой направленности в вертикальной и горизонтальной плоскостях (рис. 1).

Современные технические средства микроволновой радиометрии не находят широкого применения из-за сложности создания высокостабильных радиометров с малыми габаритами, низким энергопотреблением и высокой чувствительностью и динамикой на классических методах [7].

Нашим коллективом проведены работы по созданию многоприемниковых микроволновых радиометров на основе модифицированного метода нулевых измерений. Использование модификации метода нулевого приема позволяет значительно улучшить технические характеристики радиометров, что позволяет применять их в составе аппаратуры бортового базирования без дополнительных технических средств [8].

На рис. 2. представлена функциональная схема радиометрической системы обеспечения безопасности полетов. Функционирование системы осуществляется следующим образом.

Управляемая антенна производит сканирование пространства, как показано на рис. 1. Сигнал антенны поступает на вход радиометра, измеренные значения шумовой температуры антенны отображаются на устройстве индикации, обменивающегося данными с решающим устройством. Функции решающего устройства заключаются в выработке сигнала опасности столкновения с препятствием. Синхронизатор управляет приводом антенны и передает информацию об ее пространственном расположении.



Рисунок 1. Обнаружение препятствий радиометрическим методом.

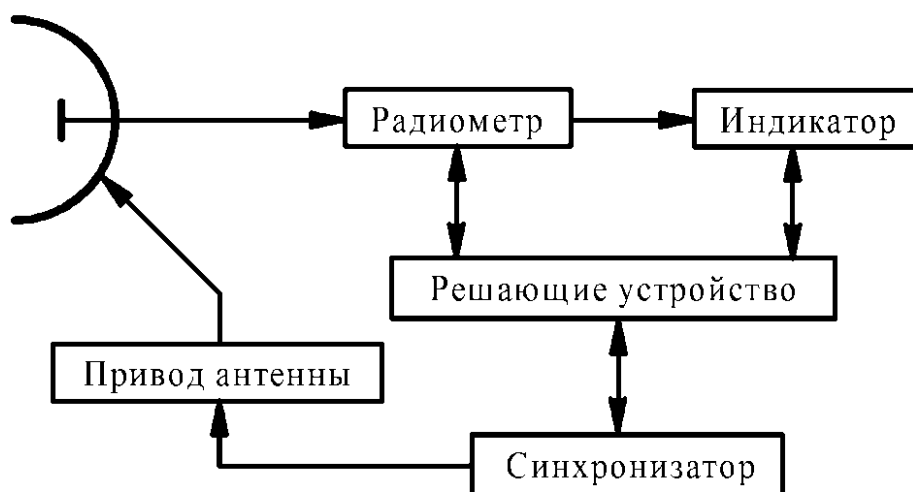


Рисунок 2. Структурная схема радиометрической системы.

Структурная схема радиометра (рис. 2) приведена на рис. 3. За основу радиометра взята схема многоприемникового микроволнового нулевого радиометра [9, 10, 11], принцип работы которого основан на модификации метода нулевых измерений.

В состав радиометра входят следующие узлы и элементы: антенна A , термостатированный входной блок, N одинаковых измерительных радиометрических приемников, микроконтроллер $МК$. Входной блок включает установленный в антенный тракт направленный ответвитель $НО$, через который к сигналу антенны T_a добавляется шумовой сигнал $T_{on,2}$, формируемый в канале стабильного подшумливания. Канал подшумливания состоит из опорного генератора шума $ОГШ$, аттенюатора $Атт$ и высокочастотного ключа $Кл$. Также, в состав входного блока входят высокочастотный переключатель-селектор $ПК$ отражательного типа, с выходов которого сигналы поступают на циркуляторы $Ц_1, Ц_2, \dots, Ц_N$, работающие в режиме вентилях. Для этого обратные плечи циркуляторов соединены с согласованными нагрузками $СН_1, СН_2, \dots, СН_N$. Согласованные нагрузки выполняют функции шумовых генераторов, вырабатывающих первый опорный шумовой сигнал $T_{on,1}$, величина которого равна физической температуре нагрузок.

Через прямые плечи циркуляторов сигналы проходят на идентичные радиометрические приемники $РП_1, РП_2, \dots, РП_N$. Каждый приемник состоит из усилителя высокой частоты $УВЧ$, квадратичного детектора $КД$, усилителя низкой частоты $УНЧ$, синхронного низкочастотного фильтра $СФ$, фильтра высокой частоты $ФВЧ$, компаратора $К$.

Компараторы работают в режиме нуля-органа (вторые входы компараторов соединены с общей точкой схемы радиометра), определяют полярность напряжения. С выходов компараторов логические сигналы поступают на входы микроконтроллера. Микроконтроллер управляет работой радиометра и производит первичную обработку сигналов [12].

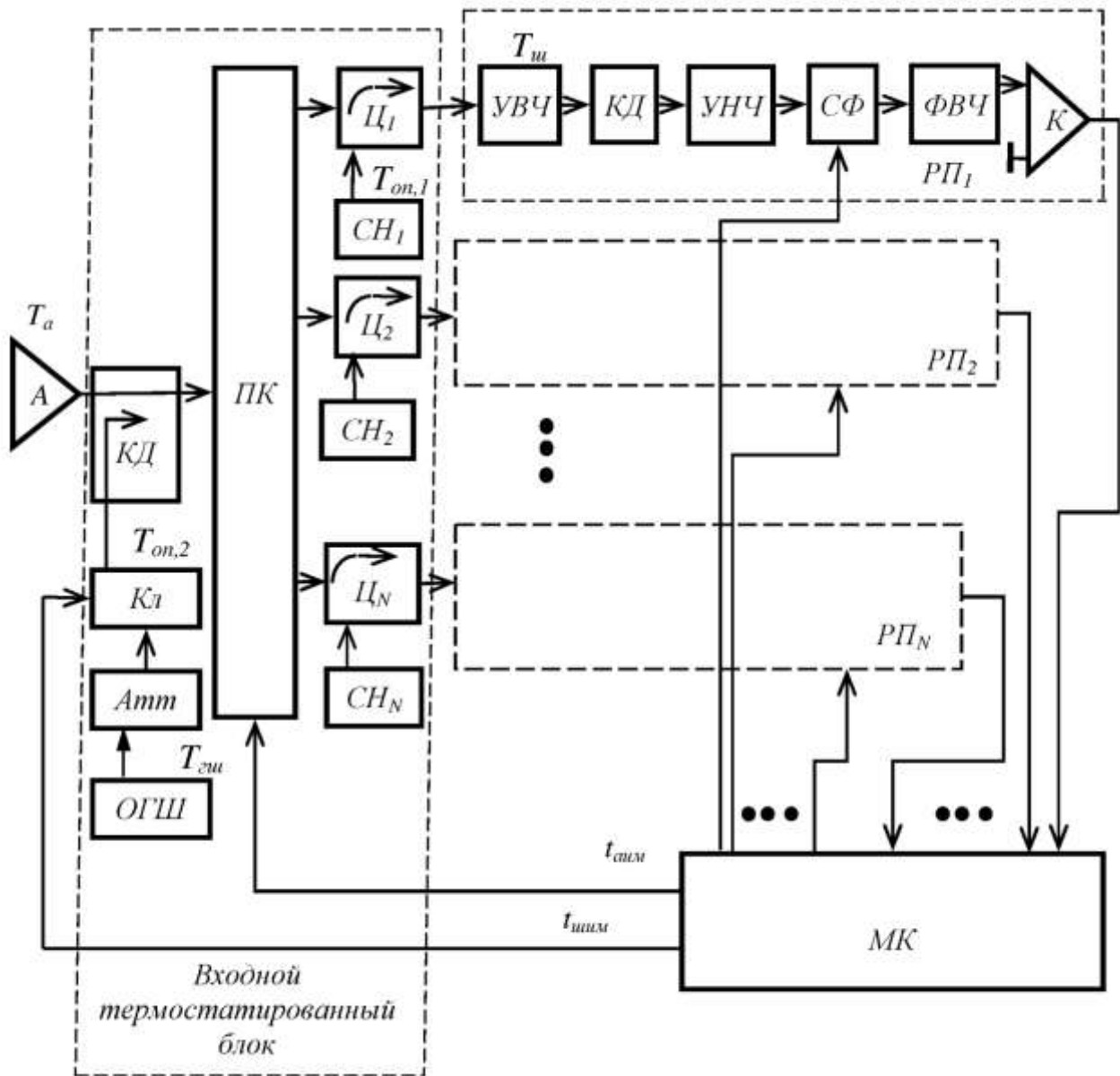


Рисунок 3. Структурная схема радиометра.

Функционирование многоприемникового радиометра осуществляется согласно временным диаграммам, приведенным на рис. 4. Диаграммы соответствуют установленному нулевому балансу на выходах радиометрических приемников. Подключение к антенне каждого из приемных каналов выполняется согласно принципу временного разделения. Для осуществления этого принципа тракт антенны последовательно подключается на входы приемников, начиная с первого, на одинаковое время $t_{аим}$. Когда вход радиометрического приемника подключается к антенне, на этом промежутке времени выполняется широтно-импульсная модуляция сигнала опорного генератора шума. Остальное время приемник подключен к согласованной нагрузке, генерирующей стабильный шумовой сигнал.

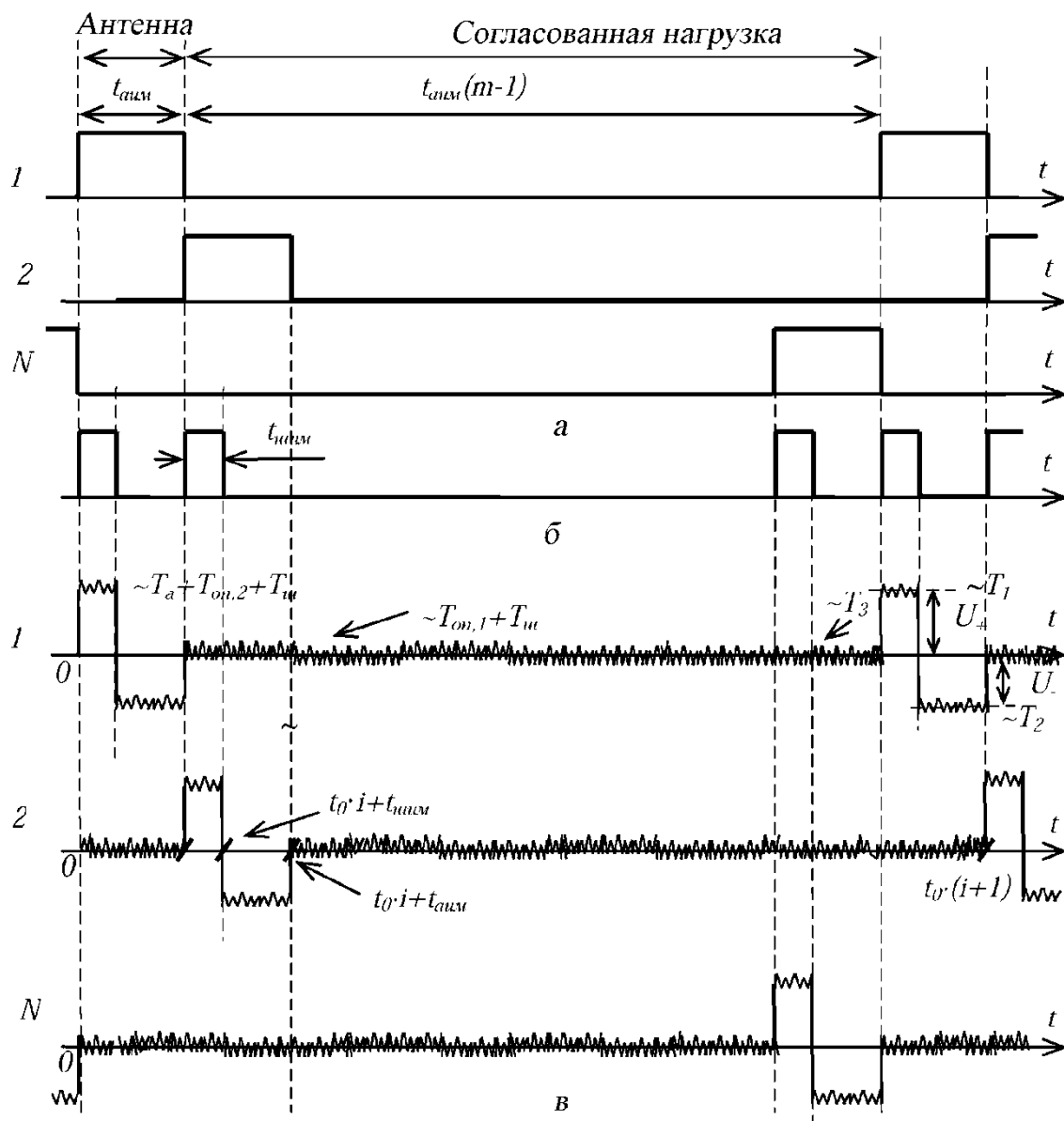


Рисунок 4. Временные диаграммы работы многоприемникового радиометра.

Таким образом, во входном блоке радиометра синхронно выполняются два вида импульсной модуляции: амплитудная и широтная. Полный период амплитудно-импульсной модуляции делится на m временных интервалов длительностью $t_{аим}$. Для схем радиометров с одним и двумя приемниками $m = 2$.

Если в схеме три и более приемника параметр m равен числу приемников, $m = N$. Таким образом, длительность периода повторения сигнала управления амплитудно-импульсной модуляцией для одного канала составляет $mt_{аим}$. В остальное время, когда приемник не подключен к антенне, сигнал $T_{он,1}$ согласованной нагрузки циркулятора, отражаясь от закрытого входа переключателя-селектора поступает на вход приемника. Следовательно, накопление сигнала согласованной нагрузки для каждого приемника увеличивается и становится равным $(m-1)t_{аим}$.

Амплитудно-импульсная модуляция шумовых сигналов антенны T_a и согласованных нагрузок $T_{on,1}$ происходит в высокочастотном переключателе-селекторе по управляющим сигналам $t_{aим}$ микроконтроллера (рис. 4). Широтно-импульсная модуляция выполняется с использованием высокочастотного ключа $Кл$: к сигналу антенны в направленном ответвителе добавляется из канала подшумливания модулированный по широтно-импульсному закону опорный сигнал $T_{on,2}$). Модуляция сигнала опорного генератора шума происходит по управляющему сигналу $t_{шум}$ микроконтроллера (см. рис.4). Регулировка его выходной мощности осуществляется в аттенуаторе в процессе калибровки. Данной модуляцией устанавливается нулевой баланс в приемных каналах радиометра.

Микроконтроллер также управляет синхронными низкочастотными фильтрами $СФ$, расположенными в радиометрических приемниках [13]. Синхронные фильтры состоят из трех однозвенных интегрирующих RC -цепей первого порядка, в которых резистор является общим, а постоянные составляющие трех модулируемых входных сигналов (антенны, антенны + генератора шума, согласованной нагрузки) накапливаются на временных интервалах $t_{шум}$, $t_{aим}-t_{шум}$, $t_{aим}(m-1)$ на трех конденсаторах синхронным их подключением к общей точке схемы через управляемый электронный ключ.

Реализация данного алгоритма работы позволяет создавать радиометры с высокой стабильностью, чувствительностью и динамикой измерений, при сравнительно малых массогабаритных параметрах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бабкин В. Системы обеспечения вихревой безопасности полетов летательных аппаратов / В. Бабкин, А. Белоцерковский, Л. Турчак, Н. Баранов, А.Замятин и др. – М.: Наука, 2008. – 376 с.
2. Самарин О. Радиолокационные системы многофункциональных самолетов. / О. Самарин, А. Соловьев. – М: Радиотехника, 2007. – 280 с.
3. Николаев А.Г. Радиотеплолокация / А.Г. Николаев, С.В. Перцов. – М.: Сов.радио, 1964. – 326 с.
4. Козлов А.И. Применение радиометрического оборудования для автономной навигации летательных аппаратов: научное издание / А.И. Козлов, А.И. Логвин Московский государственный технический университет гражданской авиации // Проблемы современной радиоэлектроники и систем управления. – Томск: ТУСУР, 2002. – 86 с.
5. Starykh A.V. Summary of Available Scattering Methods / Mathematical and Physical Modeling of Microwave Scattering and Polarimetric Remote Sensing // Kluwer Academic Publishers. Dordrecht. – The Netherlands – 2001. – P.69-106.
6. Старых А.В. Экспериментальная иллюстрация возможностей микроволновой радиометрии для навигации воздушных судов по наземным ориентирам / А.В. Старых, А.И. Козлов, Г.Н. Жилинская,

- А.Ю. Шатраков // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2012. – № 2 (176). – С.74-77.
7. Филатов А.В. Радиометрические системы нулевого метода измерений: монография / А.В. Филатов. – Томск: Томск. гос. ун–т систем упр. и радиоэлектроники, 2007. – 276 с.
 8. Филатов А.В., Убайчин А.В., Параев Д.Е. Микроволновый четырехканальный нулевой радиометр L–диапазона // Приборы и техника эксперимента. – 2012. – № 1. – С.67-75.
 9. Филатов А.В., Убайчин А.В., Жуков Н.О. Двухканальный радиометр повышенной точности // Радиотехника. – 2011. – № 1. – С.47-53.
 10. Богородский В.В. Микроволновая радиометрия земных покровов / В.В. Богородский, А.И. Козлов, А.И. Догвин. – Д.: Гидрометеиздат, 1985. – 272 с.
 11. Филатов А.В., Убайчин А.В., Бомбизов А.А. Двухприемниковый микроволновый радиометр с высокой линейностью передаточной характеристики // Измерительная техника. – 2012. – № 1. – С.37-41.
 12. Убайчин А.В., Мисюнас А.О., Филатов А.В. Цифровой блок управления для микроволнового радиометра РМ–1420 // Всероссийская научно–техническая конференция студентов, аспирантов и молодых ученых «Научная сессия ТУСУР–2008». – 4–8 мая 2008. – Томск. – Изд–во: В–Спектр, 2008.– Ч. 1. – С.111-115.
 13. Ипатов А.В., Берлин А.Б. Низкочастотное выходное устройство радиоастрономического приемника с синхронным интегратором // Известия вузов. Радиофизика. – 1973. – Т. 16, № 5. – С.712-715.

ИМИТАТОР РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ ПЕРВИЧНОГО И ВТОРИЧНОГО КАНАЛОВ

Жуковский А.С.¹, Скребнев П.В.², Милюкин А.М.³

¹*zhukovsky_as@rambler.ru*, ²*skrebnev.ratkga@mail.ru*, ³*milalex2000@mail.ru*

Рыльский авиационный технический колледж – филиал МГТУ ГА
(г. Рыльск)

Имитатор представляет собой программный продукт (среда разработки Delphi 7), позволяющий моделировать радиолокационный сигнал первичного или вторичного радиолокатора. Программа позволяет оперативно менять вид радиолокационной обстановки: вводить цели, менять интенсивность отражений от местных предметов, вводить различные виды помех. Иллюстрируется также структура ответных сигналов в формате RBS. В проекте использованы оригинальные и достаточно простые математические модели, позволившие получить хорошую имитацию сигналов и помех. Область применения – учебный процесс при изучении радиолокации.

Область применения разработки – учебный процесс при изучении радиолокации. Подразумевается, что управлять программой и вести объяснение будет преподаватель.

В Рыльском авиационном колледже имеются радиолокационные станции различного назначения в рабочем состоянии, на которых с курсантами проводятся практические занятия.

Однако все они находятся на учебно-производственной базе, расположенной за городом, потребляют очень большую энергию и дают вредное излучение. Кроме того на них нельзя моделировать разные варианты помех. Поэтому создание имитатора, который может быть запущен на любом компьютере и позволяет создавать различные модели помеховой обстановки повышает наглядность и доказательность обучения.

Нам не известно о других имитаторах радиолокационных сигналов в целях обучения.

На протяжении ряда лет, на отделении ЭВМ Рыльского авиационного колледжа проводится работа по созданию имитационных программных и программно-аппаратных моделей изделий гражданской авиации. Их создание имеет смысл по следующим причинам:

- колледж не в состоянии приобрести изделие, но имеется документация достаточная для создания имитационной модели;
- эксплуатация изделия в учебных целях слишком дорога, и хотя бы часть учебного времени выгоднее провести на имитаторе;
- можно улучшить наглядность обучения, увеличить его проблемность.

В подразделениях гражданской авиации используется аппаратура первичной обработки радиолокационной информации (АПОИ) «Приор». Ограниченные финансовые возможности не позволяют учебному заведению приобрести изделие.

Рыльским авиатехническим колледжем была приобретена плата сбора данных PCL-711S фирмы Advantech (рис. 1). Плата имеет 8 каналов аналоговых входов с 12-разрядным преобразованием, 1 аналоговый выход, 16 цифровых каналов ввода и вывода в TTL-формате.

На базе этой платы разработан комплекс, который позволяет изучить принципы работы АПОИ. Имитатор радиолокационного сигнала построен на базе IBM – совместимого компьютера (рис. 2).

Для приема сигналов («Север», запускающие импульсы и видео) использованы входы АЦП. Выбран режим преобразования по прерыванию, который для данной платы обеспечивает наименьшее время конвертации. Алгоритм работы программы: ожидание прихода запускающего импульса по соответствующему каналу, затем переключение на канал видео и прием видеoinформации, затем повторение того же на другой дискрете.

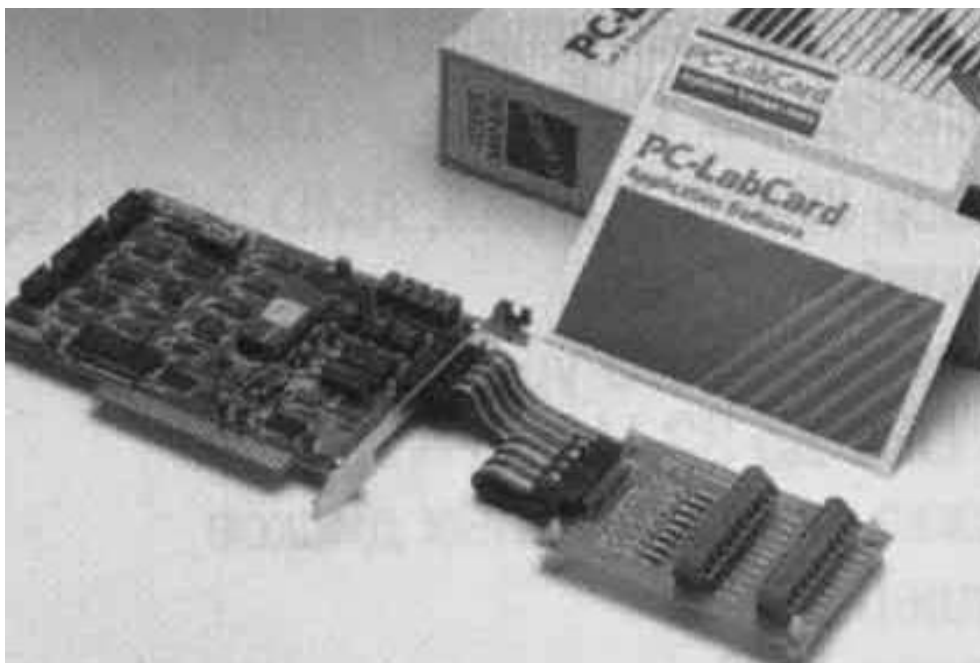


Рисунок 1. Плата сбора данных PCL-711S.



Рисунок 2. Фотография имитатора в работе.

Реализован также алгоритм получения динамической карты помех, имеющий те же принципы, что и у АПОИ «Приор» – выделение участков размером 32 дискреты дальности на 32 дискреты азимута, для которых просчитывается и усредняется уровень помех. В зависимости от уровня помех устанавливается динамический порог, превышение которого фиксируется как логическое «1». Таким образом, из исходного видеосигнала получается бинарный сигнал.

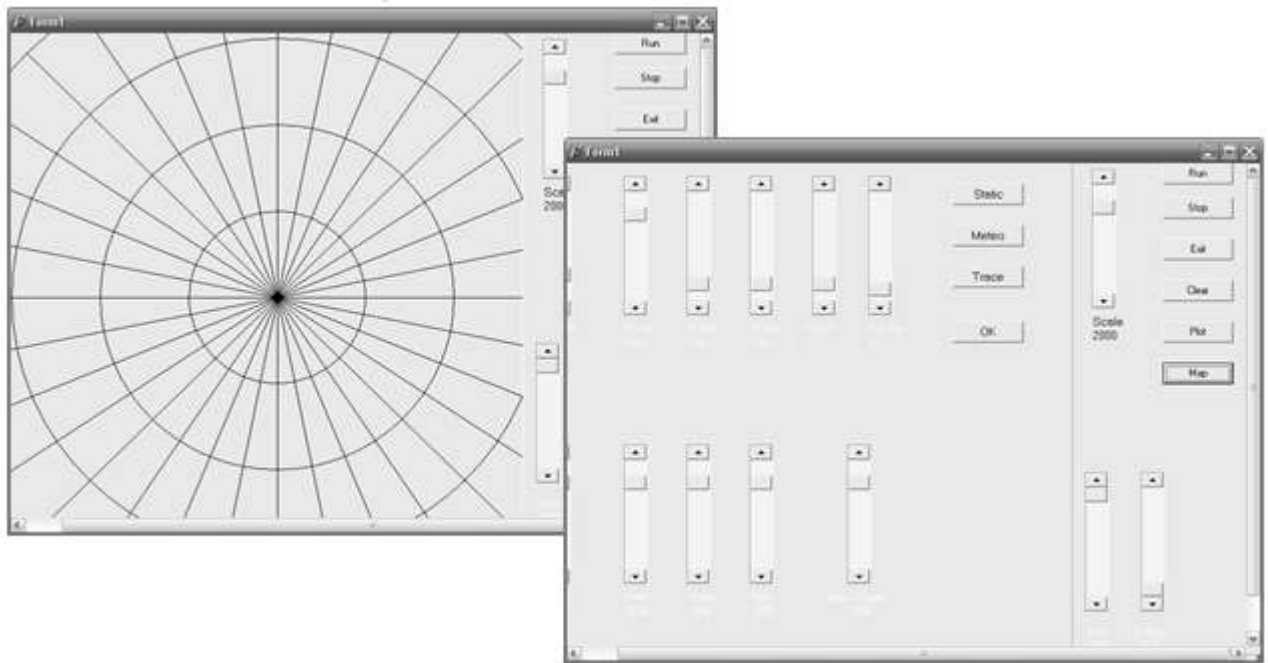


Рисунок 3. Имитатор работы плотэкстрактора АПОИ «Приор».

Сообщение об этой системе было сделано в 2002 году.

В развитие данной темы в 2004-2005 гг. были созданы программные имитаторы узлов изделия «Приор» – плотэкстрактора и аппаратуры документирования, контроля и мультирадарного сопровождения (АДКМС) (рис. 4). Эти электронные материалы применяются при изучении АПОИ «Приор» в предмете Компьютеризированные системы обработки информации.

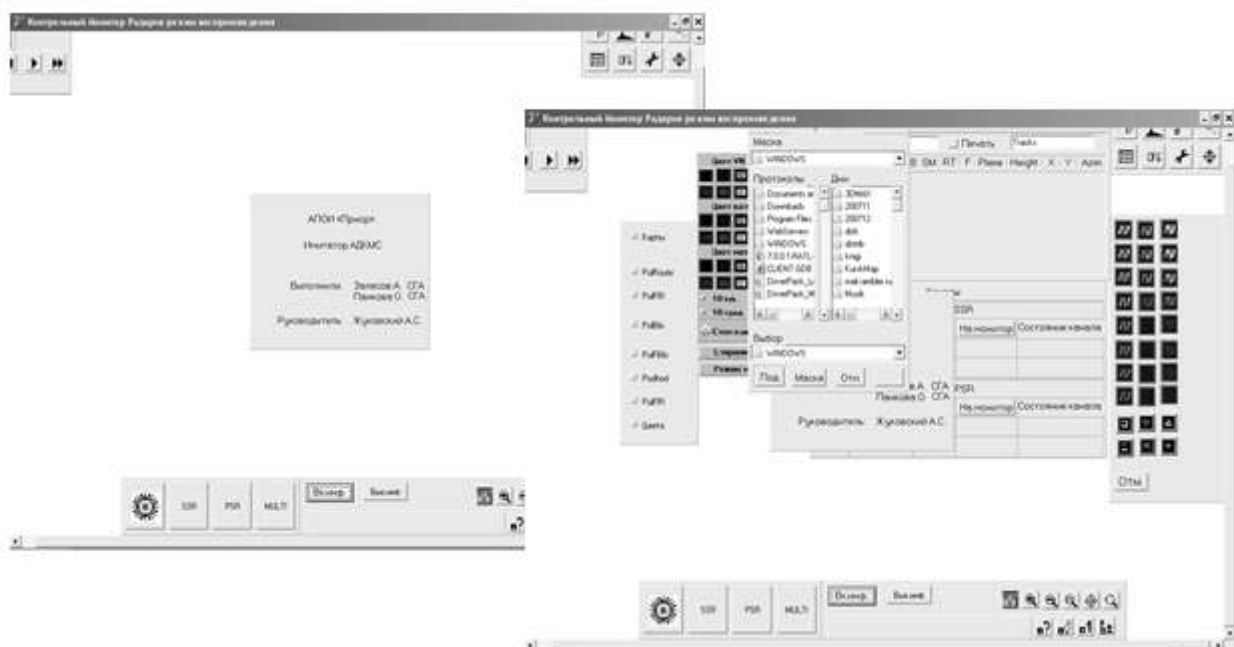


Рисунок 4. Экраны имитатора АДКМС.

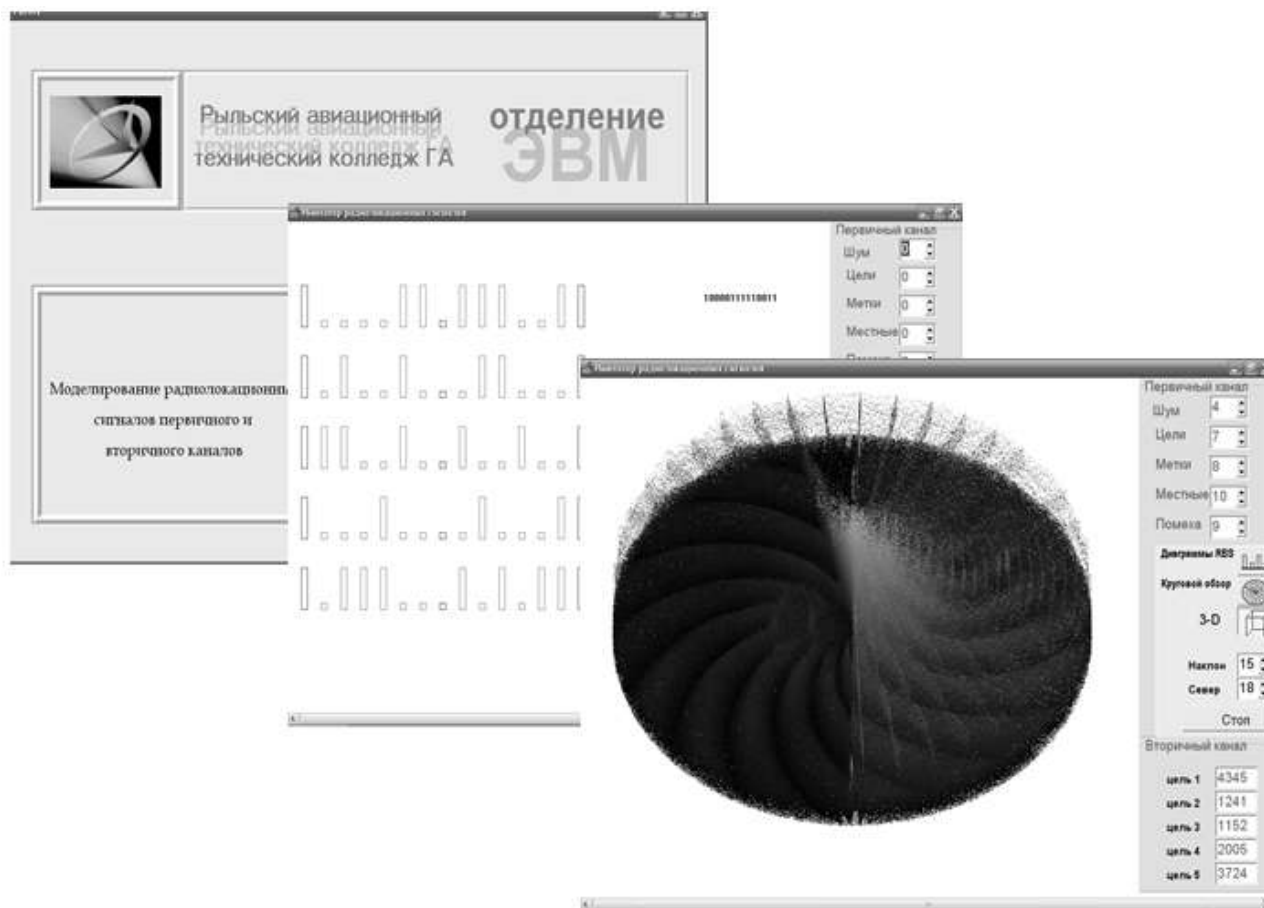


Рисунок 5. Экраны программы «Моделирование радиолокационных сигналов первичного и вторичного каналов».

В 2005 году создана программа «Моделирование радиолокационных сигналов первичного и вторичного каналов» (рис. 5). Она позволяет по введенному коду получить импульсы ответного сигнала вторичного канала по международному стандарту RBS, а также моделировать радиолокационный сигнал на экране индикатора кругового обзора. В модель можно добавлять помехи от местных предметов, несинхронные помехи соседних радаров, имитировать метки азимута и дальности. Есть возможность наблюдать составляющие сигнала в трехмерном изображении (по оси z – интенсивность сигнала).

Сейчас ведется работа по созданию имитатора работы вторичного радиолокатора «Крона» (рис. 6).

В проекте использованы оригинальные и достаточно простые математические модели, позволившие получить достаточно хорошую имитацию сигналов и помех.

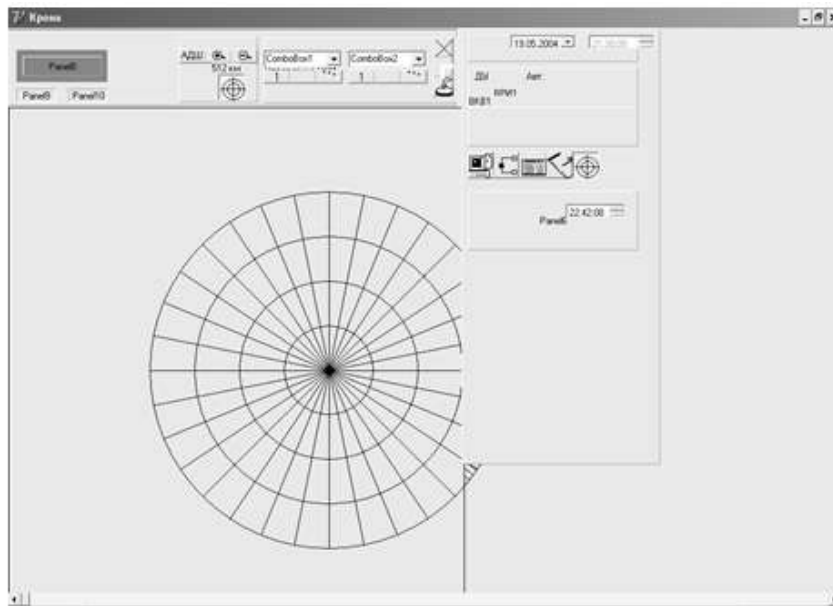


Рисунок 6. Имитатор вторичного радара «Крона».

К недостаткам разработки можно отнести трехмерное моделирование по интенсивности, которое не оправдало возлагавшихся на него ожиданий, но опыт может быть использован для создания прототипа трехмерной системы отображения воздушной обстановки с использованием высоты, переданной по вторичному каналу.

В работах по созданию имитаторов активное участие принимали курсанты Ю. Самойлов, Е. Бесчастнов, С. Власенко, А. Залесов, П. Евмененко, студенты Современной гуманитарной академии А. Гумеров, В. Минаев, лаборант О. Панкова, главный инженер учебного радиополигона А.С. Бельянинов.

ЛИТЕРАТУРА

1. PC-Lab Card. Lab & Engineering Add-on's for PC/XT/AT. USER`SMANUAL.2000г.
2. Аппаратура первичной обработки информации для трассовых и аэродромных радиолокационных комплексов систем УВД (АПОИ «Приор»). Техническое описание. 2000 г.
3. У. Томпкинс. Сопряжение датчиков и устройств ввода данных с компьютером IBMPC. М. Мир, 1992 г.
4. Ю.В. Новиков, О.А. Калашников, С.Э. Гуляев. Разработка устройств сопряжения. М. 1997 г.
5. Д.В. Офицеров, В.А. Старых. Программирование в интегрированной среде Турбо – Паскаль. Минск «Беларусь», 1992 г.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ И ПОСТРОЕНИЯ РАБОЧИХ ЗОН СРЕДСТВ АЗН-В

Скрыпник О.Н.¹, Арефьев Р.О.²

¹*skripnikon@yandex.ru*, ²*SeveN7772009@yandex.ru*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

На основе результатов полунатурных экспериментов с программно-аппаратным комплексом NI GPS Simulation Toolkit и авиационным приемником СН-4312 предложена методика прогнозирования точности навигационно-временного поля, создаваемого GPS, в заданной зоне воздушного пространства. Оценена достоверность полученных результатов.

В результате проведенных ИКАО исследований признано, что потребности авиации в будущем в наиболее полной мере могут быть удовлетворены за счет реализации концепции глобальной системы связи, навигации и наблюдения, организации воздушного движения (CNS/ATM) на основе автоматического зависимого наблюдения (АЗН) контрактного типа (ADS, АЗН-А) и вещательного типа (ADS-B, АЗН-В) [1].

АЗН представляет собой вид обслуживания воздушного движения, когда ВС в автоматическом режиме передают по линии передачи данных информацию о своем местоположении и другую информацию, полученную с помощью бортовых навигационных систем. При этом основными проблемами, определяющими безопасность и эффективность функционирования системы УВД, являются погрешности определения местоположения ВС и возможности системы связи по передаче необходимого объема информации.

Согласно концепции АЗН основным средством навигационного обеспечения всех этапов полета воздушных судов (ВС), включая заход на посадку и посадку, должны стать спутниковые системы навигации (ССН) [2].

Известно, что современные ССН, такие как GPS и ГЛОНАСС, позволяют определять координаты ВС с точностью, удовлетворяющей требованиям зональной навигации, а при определенных условиях и требованиям точного захода на посадку [2]. Однако на современном этапе развития ССН обеспечиваемая ими точность и надежность навигационно-временных определений не позволяет решать указанные задачи в полном объеме.

На точность определения координат по данным ССН оказывает влияние весьма широкий спектр факторов, характеризующих точность эфемеридного обеспечения, условия распространения радиосигналов, конфигурацию наблюдаемой группировки навигационных спутников (НС). Одним из основных является так называемый геометрический фактор (GDOP – Geometrical Dilution Of Precision) [3, 4], который зависит от числа и

расположения относительно потребителя спутников рабочего созвездия, изменяется с течением времени и различен для различных зон воздушного пространства.

По этой причине представляет практический интерес построение рабочих зон средств АЗН в заданных зонах воздушного пространства. Для этого предлагается использовать значения горизонтального (HDOP) и вертикального (VDOP) геометрического фактора в выбранных точках воздушного пространства.

Для получения значений геометрического фактора в заданной области воздушного пространства можно использовать информацию от сети наземных станций мониторинга ССН, полунатурное моделирование с использованием современных программно-аппаратных комплексов (NIGPS Simulation Toolkit, СН-3803М), а также методы, основанные на математическом моделировании орбитальной группировки.

В последних двух случаях необходимо обеспечить адекватность моделирования.

Рассмотрим решение поставленной задачи путем полунатурного моделирования с использованием современных программно-аппаратных средств на базе платформы NI и реальных авиационных приемников (рис. 1).

Для формирования сигнальной обстановки на входе антенны приемника GPS (в качестве которого использовался отечественный авиационный приемник СН-4312) используются программно-аппаратные средства (генераторы радиочастотных сигналов типа NI PXI-5610/5442, среда Labview, установленная на контроллер NI PXI-8130, инструментарий NI GPS Simulation Toolkit версии 4.2 (рис. 2)), поставляемые компанией National Instruments.

В качестве исходных данных для моделирования орбитального движения НС используется информация о реальном альманахе системы GPS и эфемеридах, загружаемая соответственно с веб-сайтов навигационного центра GPSUSCG и данных GNSS информационной системы данных динамики земной коры.

Приемник СН-4312 обеспечивает измерение и индикацию горизонтальных координат (широты и долготы), высоты над поверхностью земного эллипсоида, расчет и индикацию горизонтального и вертикального геометрических факторов, а также индикацию номеров наблюдаемых НС и уровня их сигналов в точке приема (функция RAIM) [3].

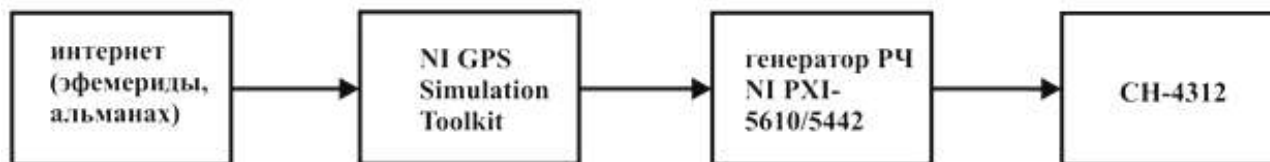


Рисунок 1. Структурная схема моделирующего комплекса.

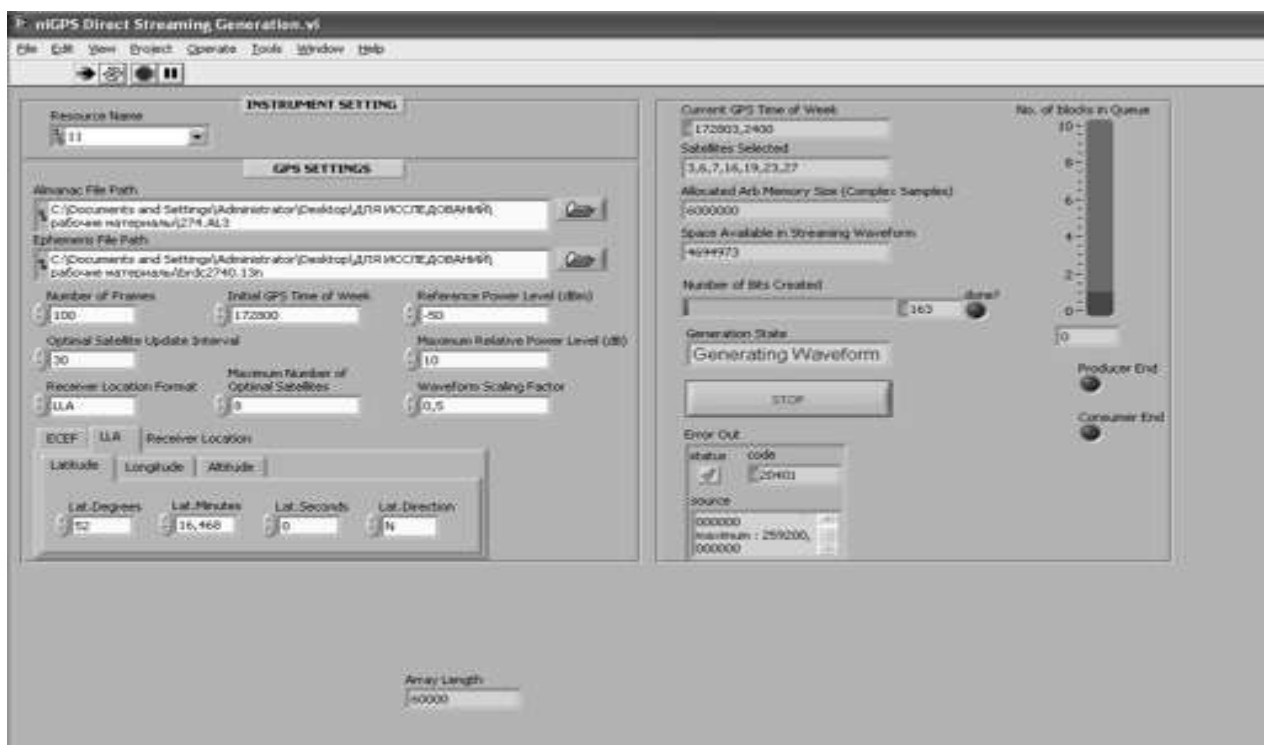


Рисунок 2. Вид панели виртуального прибора NI GPS Simulation Toolkit.

Приемник может работать по сигналам систем ГЛОНАСС, GPS и в совмещенном режиме. В приемнике предусмотрена возможность исключения из обработки данных от навигационных спутников, выбираемых вручную оператором. При использовании инструментария NI GPS необходимо убедиться в адекватности полунатурного моделирования. С этой целью был проведен ряд натуральных и полунатурных экспериментов, сопоставление результатов которых позволило выявить некоторые особенности и ограничения применения NI GPS Simulation Toolkit. Для оценки адекватности полунатурного моделирования использовались такие данные, как номера и количество навигационных спутников (НС), находящихся в зоне видимости на исследуемом интервале времени, значение HDOP и VDOP в момент отсчета, погрешности определения координат.

Натурные и полунатурные эксперименты проводились для точки с координатами $H=503,18$ м, $B=52^{\circ}15'25,8''$, $L=104^{\circ}21'22,1''$. При полунатурном эксперименте на эту же дату и время задавались альманах и эфемериды НС.

Результаты исследований показали, что комплекс в составе генератора NI PXI-5610/5442, контроллера NI PXI-8130, инструментария NI GPS Simulation Toolkit версии 4.2 обеспечивает устойчивую генерацию сигналов не более, чем от 8-ми навигационных спутников. Так для эксперимента, проводимого 21.09.2012 г. на интервале с 10.15 до 10.45 местного времени (+9.00 UTC), моделируемое созвездие (НС с номерами 3;6;7;8;16;19;23;30) с точностью до одного спутника (горизонтного) совпадало с рабочим созвездием натурального эксперимента. Поэтому для обеспечения адекватности моделирования

необходимо либо выбирать такие интервалы времени, когда в точке реально наблюдается не более 8 спутников, либо вручную исключать из обработки сигналы отдельных НС.

На рис. 3 показаны результаты исследования горизонтального HDOP и вертикального VDOP геометрических факторов, рассчитываемых приемником СН-4312 при натурном эксперименте с обработкой сигналов от всех наблюдаемых НС (кривые 2) и при полунатурном эксперименте (кривые 1). Отличие в значениях геометрических факторов обусловлено тем, что программно-аппаратный комплекс позволяет моделировать сигналы не более восьми НС, в то время, как реальные измерения проводились по всем наблюдаемым спутникам.

На рис. 4 показаны результаты исследования изменения горизонтального HDOP и вертикального VDOP геометрических факторов на интервале времени с 6.00 до 11.00 местного времени для точек входа в глиссаду (высота 700 м, удаление от начала ВПП 20 км) и точки касания ВПП аэродрома Иркутск, полученные путем полунатурного моделирования.

Из полученных результатов следует, что значения геометрических факторов в рассмотренных точках практически одинаковы. Следовательно, для построения рабочих зон средств АЗН, использующих сигналы ССН, можно анализировать значения геометрических факторов в точках, расположенных на удалениях 40-50 км.

На рассматриваемом интервале времени наблюдаются значительные вариации значений геометрических факторов. Следовательно, точность решения навигационной задачи по данным ССН будет также изменяться в течение времени, что доказывает актуальность решения задачи прогнозирования рабочих зон для заданных моментов или интервалов времени.

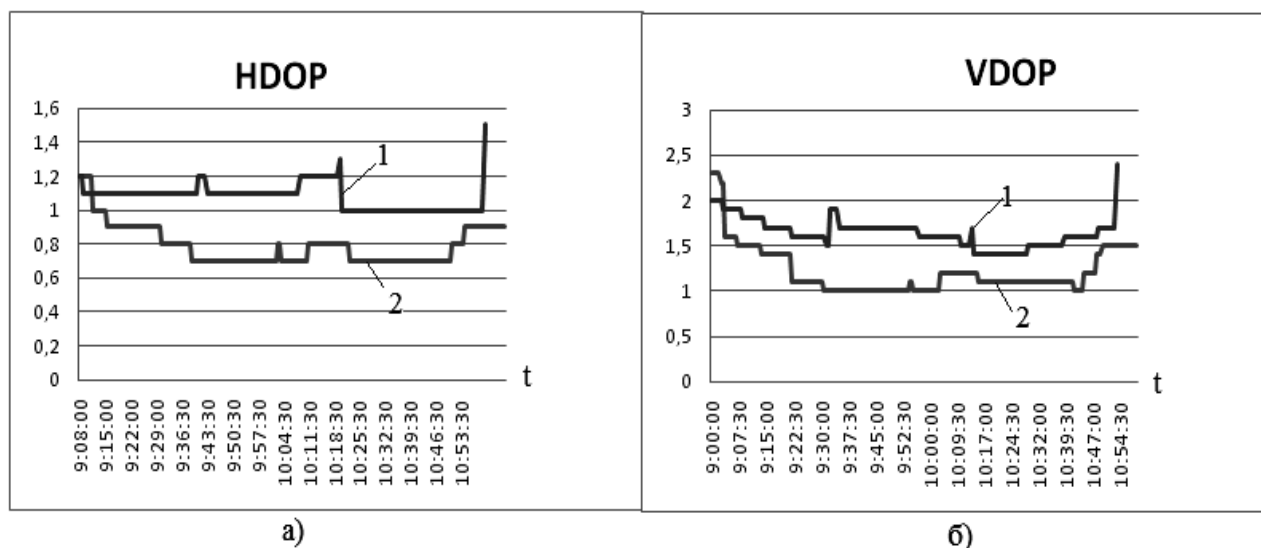


Рисунок 3. Геометрический фактор при работе по всем наблюдаемым НС: а) – горизонтальный ГФ; б) – вертикальный ГФ.

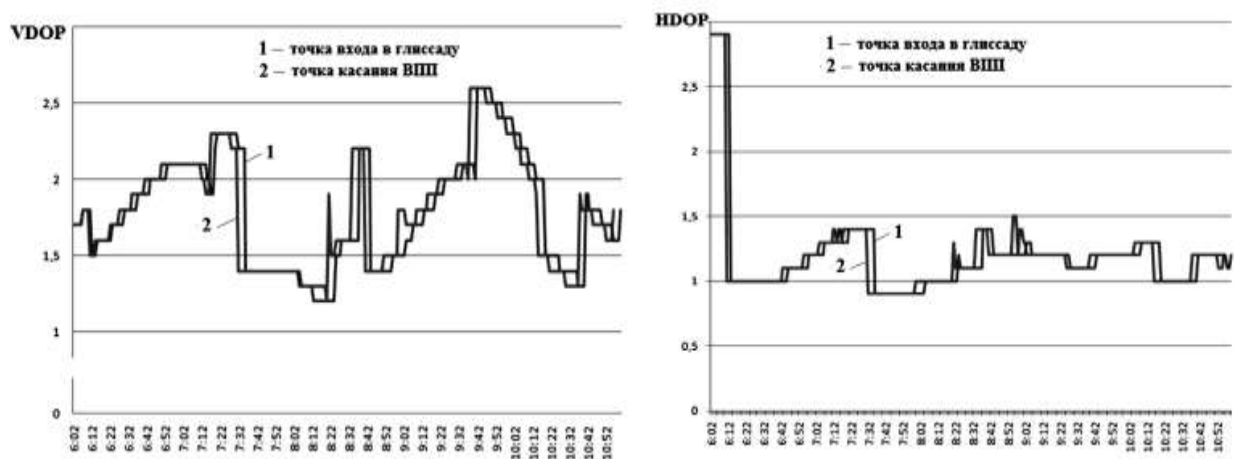


Рисунок 4. Геометрический фактор при работе по ограниченному числу наблюдаемых НС: а) – горизонтальный ГФ; б) – вертикальный ГФ.

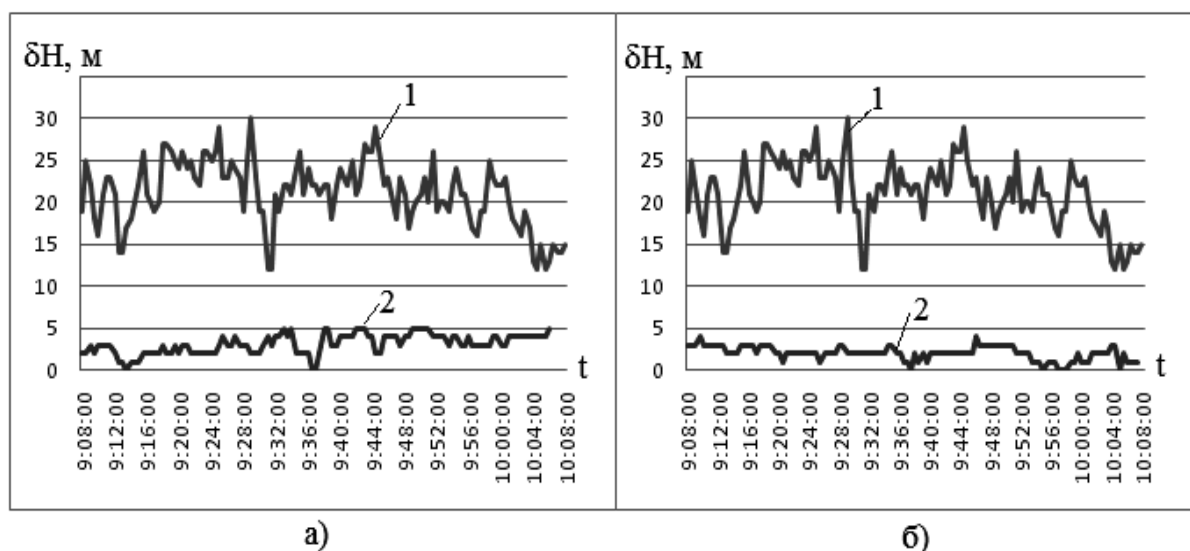


Рисунок 5. Ошибки измерения высоты.

На рис.5 представлены результаты исследования точности измерения высоты приемником СН-4312 при натурном эксперименте (кривые 2) и полунатурном моделировании (кривые 1). При этом кривая 2 на рис. 5.а соответствует ошибке измерения высоты при обработке приемником измерений до всех наблюдаемых НС, на рис.5.б – при обработке измерений до тех НС, сигналы которых моделировались средствами NIGPS.

Полученные результаты показывают, что точность оценки высоты при полунатурном моделировании несколько хуже, чем при проведении реальных измерений. При тестировании приемников других типов (Garmin GPS Pilot III, Garmin GPSV, Garmin 76CSX) точность оценки высоты, а также и горизонтальных координат при полунатурном эксперименте также была хуже, чем при работе приемников по реальным сигналам от наблюдаемых НС. Этот эффект является достаточно неожиданным, поскольку при полунатурном моделировании не учитывается составляющая погрешности измерений,

обусловленная влиянием условий распространения сигналов (ионосферная и тропосферная ошибки), и оказывающая решающий вклад в погрешность определения координат приемником [3].

Результаты проведенных экспериментов позволяют сделать вывод об адекватности полунатурного моделирования в плане воспроизведения наблюдаемой в точке приема орбитальной группировки НС и соответствующим этим условиям значениям геометрического фактора.

На основе полунатурного моделирования с использованием программно-аппаратного комплекса NIGPS и приемника СН-4312 была разработана методика построения и прогнозирования полей одинаковых значений горизонтального и вертикального геометрического фактора GPS (что эквивалентно точности определения горизонтальных координат и высоты) для зоны воздушного пространства в районе аэродрома Иркутск.

Методика основывается на разбиении анализируемой области на ячейки (квадраты) размером 50x50 км, расчете значений горизонтального и вертикального геометрических факторов в центральных точках этих квадратов и выделении ячеек с одинаковыми значениями. Выбор таких размеров ячейки основывается на результатах полунатурных экспериментов, показавших, что для двух точек, удаленных друг от друга на расстояние не более 50 км, условия навигационного сеанса (наблюдаемая группировка НС и их положение относительно потребителя) одинаковы. При этом анализировалась зона нижнего воздушного пространства (высота 600 м), в которой выполняются процедуры захода на посадку. Поскольку повторяемость наблюдаемой орбитальной группировки системы GPS кратна 12 часам, с высокой степенью достоверности полученные результаты могут быть использованы для прогноза полей точности GPS на аналогичные моменты времени для исследуемой зоны воздушного пространства на несколько суток. На рис. 6, 7 показаны поля точности GPS соответственно для горизонтального и вертикального геометрических факторов.

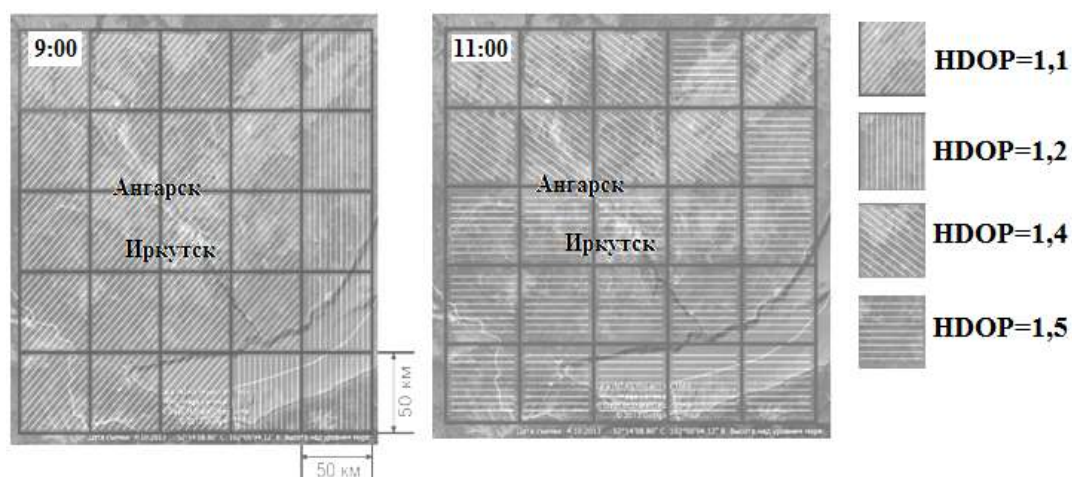


Рисунок 6. Поле точности GPS в горизонтальной плоскости.

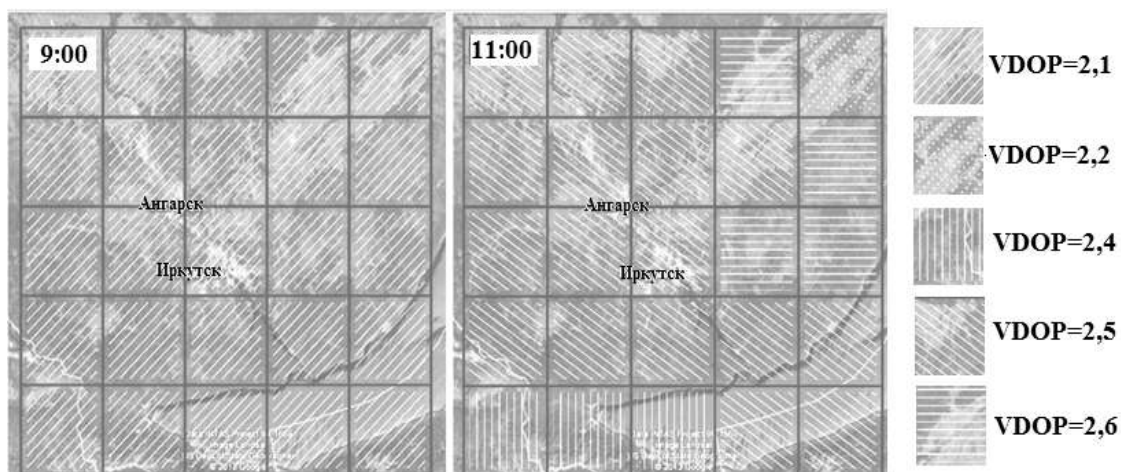


Рисунок 7. Поле точности GPS в вертикальной плоскости.

На рисунках приведены результаты для моментов времени 9:00 и 11:00 местного времени. Как видно из полученных результатов, в 9:00 условия навигационного сеанса GPS в зоне захода на посадку аэродрома Иркутск характеризуются значениями HDOP=1,1...1,2; VDOP=2,1. В 11.00 наблюдается ухудшение условий навигационного сеанса, при этом HDOP=1,4...1,5; VDOP=2,2...2,6, что приведет к пропорциональному ухудшению точности определения горизонтальных координат и высоты полета ВС.

Таким образом, на основе полунатурного моделирования с использованием программно-аппаратного комплекса NI GPS и реальных приемников GPS возможно прогнозирование и построение рабочих зон средств АЗН в любой выбранной зоне воздушного пространства, что позволит повысить эффективность процедур управления воздушным движением в данной зоне.

ЛИТЕРАТУРА

1. Программа модернизации и развития интегрированных комплексов и систем бортового цифрового оборудования самолетов ГА на период 2003-2010 гг. («Авионика-2010»), выполняемая в рамках ФЦП «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 гг. и на период до 2015 года» (приоритетные программные мероприятия).
2. Радионавигационный план Российской Федерации. (В редакции от 31.08.2011 г. № 1177). Утвержден приказом Минпромторга России от 02.09.2008 г. № 118.
3. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010, – 796 с.
4. Скрыпник О.Н. Радионавигационные системы воздушных судов. – М.: Инфра-М, 2014. – 348 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РЕЖИМА СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Рыжков Д.А.¹, Яковлев Е.С.
¹*dryzhkov.if-mstuca@mail.ru*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье приводятся результаты оценки точности нахождения воздушного судна на посадочной траектории при использовании режима относительной навигации спутниковых радионавигационных систем.

Наиболее ответственный и сложный этап полета ЛА – посадка, осуществляется визуально на основании использования радиосветотехнических средств и личного опыта экипажа. При этом устанавливается визуальный контакт с огнями приближения (наземными ориентирами), а также непрерывно контролируются такие основные параметры полета, как положение ЛА относительно глиссады и курса, высота полета и удаление до взлетно-посадочной полосы (ВПП), поступательная и вертикальная скорости снижения, боковое отклонение ЛА от осевой линии ВПП. От точности выдерживания параметров глиссады и курса во многом зависят скорость и высота пролета ЛА входной кромки ВПП. Даже при небольших отклонениях величин данных параметров от требований, установленных руководящими документами, посадка запрещается, и осуществляется уход на второй круг.

Посадка на необорудованные радиотехническими средствами аэродромы, особенно незнакомые экипажу, даже в относительно приемлемых метеорологических условиях, соответствующих минимуму командира экипажа, с высокой вероятностью чревата авиационными происшествиями.

Развертывание радиомаячной системы посадки на необорудованном аэродроме довольно затратное, как с материальной точки зрения, так и с точки зрения трудозатрат на установку, наладку и обслуживание.

В настоящее время беспилотная авиация является стремительно развивающейся отраслью авиации, которая применяется для решения широкого круга задач. При этом, беспилотному летательному аппарату (БПЛА) не нужны специально оборудованные аэродромы с бетонным покрытием. Достаточно построить грунтовую взлетно-посадочную полосу длиной всего несколько сот метров. Для посадки небольших БПЛА обычно используется визуальное управление, либо спуск на парашюте. Для БПЛА больших размеров эти методы не являются эффективными.

В работе предлагается исследовать возможности получения информации о нахождении ВС на траектории посадки на основе использования режима относительных местоопределений спутниковой радионавигационной системы (СРНС). При этом необходимо учитывать соответствующие требования:

- 1) точность, соответствующая нормам ИКАО;
- 2) низкая стоимость;
- 3) оперативное развертывание системы;
- 4) мобильность.

В работе была проведена оценка точности расчета нахождения ВС на траектории посадки с использованием режима относительных местоопределений СРНС [1,2,3]. Два одночастотных приемника Trimble были размещены на расстоянии примерно 1 км. На продолжении линии, соединяющей приемники, установили третий, аналогичный приемник на расстоянии примерно 3 км от ближнего приемника. Первые два приемника будут имитировать наземные приемные пункты, а третий – воздушное судно. Еще два приемника были размещены таким образом, что образовали с первыми приемниками квадрат. Были проведены одномоментные измерения в течение четырех пятнадцатиминутных интервалов времени и определены значения разностей измеренных псевдодальностей. Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о том, что значения отклонений от траектории посадки по курсу и глиссаде не превышают 6 – 10% для разности базовых линий около 1 км [4,5].

Таким образом, в результате проведенной работы предложена система получения информации о нахождении воздушного судна на траектории посадки, погрешности которой соответствуют требованиям ИКАО, при этом стоимость наземного оборудования и его обслуживания в разы меньше, по сравнению со штатным курсоглиссадным оборудованием. Усложнение же бортового оборудования заключается только в модернизации программного обеспечения. Такая система может быть использована для посадки БПЛА в автоматическом режиме, а также в качестве дополнительного источника информации о нахождении воздушного судна на траектории посадки для основной системы посадки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шебшаевич В.С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. М.: Радио и связь. 1982. – 272 с.
2. Elliott D. Kaplan Editor. Understanding GPS Principles and Applications. Artech House, Boston, London. 1996. – 559 p.
3. Харисов В.Н., Перов А.И., Болдин В.А. Глобальная спутниковая система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР. 1998 г. – 399 с.

4. Манин А.П., Романов Л.М. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR. //Зарубежная радиоэлектроника. 1989. №1. – С.33-45.
5. Манин, Поваляев А.А., Тюбалин В.В., Хвальков А.А. Определение относительных координат по радиосигналам системы ГЛОНАСС. // Радиотехника. 1996. №4. – С.48-52.

АЛГОРИТМ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ В ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЕ НАВИГАЦИИ С ФУНКЦИЕЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАВИСИМОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Ерохин В.В.

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Одним из способов повышения точности навигационных определений является объединение навигационных измерителей, основанное на структурной и информационной избыточности. Исследование путей повышения точности навигационного обеспечения ВС возможно комплексированием в составе инерциально-спутниковой системы навигации (ИССН). Представлен алгоритм комплексной обработки информации в ИССН.

Повышение точности и надежности навигационного обеспечения ВС возможно комплексированием в составе инерциально-спутниковой системы навигации (ИССН) приемоиндикатора (ПИ) спутниковой радионавигационной системы (СРНС), бортового терминала системы автоматического зависимого наблюдения (АЗН) и инерциальной навигационной системы (ИНС).

Комплексирование указанных систем базируется на структурной и информационной избыточности, а также сходстве концепций построения АЗН и СРНС. Характеристики систем значительно улучшаются при их комплексировании с ИНС. Очевидно, что объединение этих систем позволит компенсировать недостатки одной из них достоинствами другой, а также повысить помехоустойчивость ИССН потому, что этот показатель у АЗН в штатных условиях функционирования выше, чем у СРНС. Потеря одного или нескольких спутников может существенно ухудшить точность функционирования аппаратуры СРНС, в то время как большое число абонентов АЗН создает избыточность НОТ.

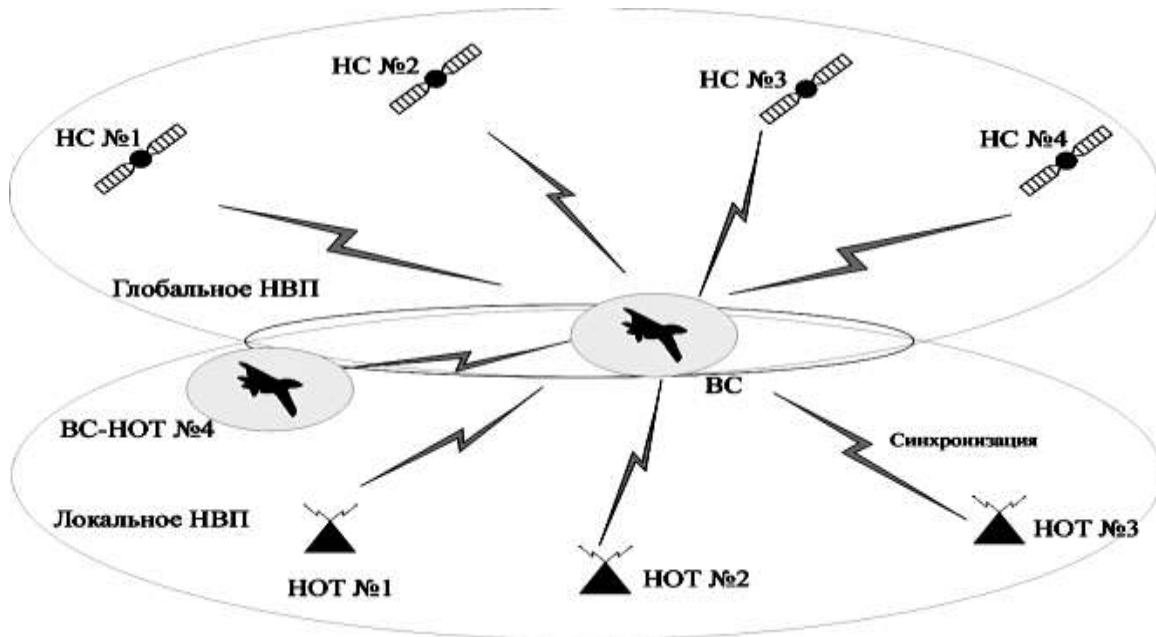


Рисунок 1. Принципы навигационно-временных определений в ИССН.

На рис. 1 показаны принципы навигационно-временных определений в ИССН, глобальное навигационно-временное поле (ГНВП) создается СРНС, а локальное (ЛНВП) АЗН. Совместная обработка навигационной информации позволит повысить точность навигационно-временных определений.

В составе ИССН можно выделить несколько подсистем различной степени интеграции, в частности ИНС/СРНС, ИНС/АЗН, ИНС/СРНС/АЗН. В интересах исследования характеристик алгоритмов комплексной обработки информации (КОИ) в ИССН целесообразно проанализировать особенности обработки информации в каждой из подсистем, а также оценить их точностные характеристики в различных условиях функционирования.

Рассмотрим группу из N взаимодействующих ВС, при этом считаем, что на борту каждого из них установлена ИССН в составе ИНС, ПИ СРНС и терминала АЗН.

Пусть в ИССН реализуется алгоритм двухэтапной КОИ от навигационных датчиков. Для синтеза алгоритма комплексной вторичной обработки информации необходимо сформировать вектор наблюдений (ВН) на его входе и определить состав оцениваемого ВС, а также учесть всю априорную информацию о системе в виде соответствующих моделей, описывающих стохастическую динамику ВС и его связь с ВН.

При псевдодалномерном методе уравнение наблюдения от j -ой НОТ (НС) для k -го момента времени записывается в следующем виде:

$$\xi_k^{ij} = s(t_k, \bar{x}_k^i, \bar{x}_k^j) + n_k^{ij} = cT_k^{ij} + n_k^{ij} = R_k^{ij} + c\Delta t_k^j - c\Delta t_k^i + n_k^{ij}, \quad (1)$$

где T_k^{ij} – время распространения сигнала, измеренное по шкале времени i -того ВС; \bar{x}_k^i , \bar{x}_k^j – вектора НВП i -того и j -того объектов соответственно;

$R_k^{ij} = [(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2]^{1/2}$ – дальность до j -того объекта (НС) в геоцентрической прямоугольной системе координат; x_j, y_j, z_j – координаты j -того объекта (НС); x_i, y_i, z_i – координаты ВС; c – скорость распространения радиоволн; $c\Delta t_k^i$ – смещение шкалы времени ВС относительно системного (т.е. шкалы времени АЗН-В или СРНС); $c\Delta t_k^j$ – смещение шкалы времени j -того объекта (НС) относительно системного; n_k^{ij} – шум наблюдения, принимаемый дискретным БГШ (ДБГШ) со статистическими характеристиками: $M\{n_k^{ij}\}=0$ и $M\{n_k^{ij 2}\}=\sigma_{\varepsilon^{ij}}^2$.

В современных навигационных комплексах базовой для решения задачи счисления является геодезическая система координат. Координаты объектов в прямоугольной геоцентрической системе координат, используемые для вычисления псевдодальности согласно (1), могут быть получены с использованием координатных преобразований вида

$$\begin{aligned} x &= (R_N + h) \cos B \cos L \\ y &= (R_N + h) \cos B \sin L \\ z &= ((1 - e) + h) \sin B \end{aligned} \quad (2)$$

где B, L – геодезические широта и долгота; h – абсолютная высота; e – эксцентриситет; R_N – радиус кривизны первого вертикала.

После подстановки выражений (1) в (2) и линейризации последнего путем разложения в ряд Тейлора в окрестности истинных значений координат абонентов, получим выражение для погрешности вычисления взаимной дальности по данным обмена координатами

$$\delta R_{ij}^* = H_{ij}^B (\delta B_i - \delta B_j) + H_{ij}^L (\delta L_i - \delta L_j) + H_{ij}^h (\delta h_i - \delta h_j) + c(\Delta t_i - \Delta t_j), \quad (3)$$

где $H_{ij}^B = \frac{\partial R_{ij}^*}{\partial B}$, $H_{ij}^L = \frac{\partial R_{ij}^*}{\partial L}$, $H_{ij}^h = \frac{\partial R_{ij}^*}{\partial h}$ – частные производные по соответствующим координатам; $\delta B_i, \delta L_i$ – ошибки счисления соответственно широты и долготы, δh_i – ошибка определения истинной высоты i -м объектом, Δt_i – сдвиг шкалы времени i -того объекта относительно системного; $\delta B_j, \delta L_j, \delta h_j, \Delta t_j$ – то же для j -го объекта.

Из (3) следует, что погрешность вычисления псевдодальности зависит от ошибок определения НВП взаимодействующих объектов.

Для ИССН модель сигнала на выходе определяется выражением:

$$\bar{\eta}_k^{iISSH} = \bar{x}_k^{iISSH} + \bar{\lambda}_k^{iISSH} \quad (4)$$

Определим вектор состояния ИССН i -того ВС, при этом полагаем, что штатных условиях функционирования эфемеридные погрешности НС значительно меньше погрешностей определения координат на борту ВС,

следовательно, этими погрешностями можно пренебречь и исключить из ВС $\bar{\lambda}_{СРНС}^i$. С учетом данного предположения вектор состояния ИССН запишется следующим образом:

$$\bar{\lambda}_{ИНС}^T = \left| \bar{\lambda}_{ИНС}^i, \bar{\lambda}_{СРНС}^i, \bar{\lambda}_{АЗН}^i \right|^T, \quad (5)$$

где $\bar{\lambda}_{ИНС}^T = \left| \delta B, \delta L, \delta V_N, \delta V_E, \Phi_N, \Phi_E, \Phi_H, \varepsilon_N, \varepsilon_E, \varepsilon_H, \delta h \right|$ – вектор, включающий ошибки ИНС; $\bar{\lambda}_{СРНС}^T, \bar{\lambda}_{АЗН}^T$ – вектора, включающие ошибки ПИ СРНС и терминала АЗН-В i -го ВС, соответственно.

Динамика стохастической системы с ВС (5) может быть представлена в виде:

$$\bar{\lambda}_{ИССНk}^i = F_{\lambda_{ИССН}^k} \bar{\lambda}_{ИССНk-1}^i + G_{\lambda_{ИССН}^k} N_{\bar{\lambda}_{ИССНk}^i}, \quad (6)$$

где $F_{\lambda_{ИССН}^k} = \begin{vmatrix} F_{ИНС} & 0 & 0 \\ 0 & F_{СРНС} & 0 \\ 0 & 0 & F_{АЗН} \end{vmatrix}$; $G_{\lambda_{ИССН}^k} = \begin{vmatrix} G_{ИНС} & 0 & 0 \\ 0 & G_{СРНС} & 0 \\ 0 & 0 & G_{АЗН} \end{vmatrix}$ – блочные матрицы

соответственно коэффициентов сноса и диффузии; $\bar{N}_{\lambda_{ИССН}^k}$ – вектор независимых формирующих БГШ с нулевыми математическими ожиданиями и единичными интенсивностями.

При этом возможно построение комплексной системы, совместно обрабатывающей все наблюдения или упрощенного варианта, в котором сначала отдельно для наблюдений ИНС/АЗН вычисляются оценки ВС $\hat{\lambda}_{1k}$. Аналогично находят оценку для наблюдений ИНС/СРНС $\hat{\lambda}_{2k}$. Вычисление итоговой оценки определяется условием – одна или две различных ИНС используется для ПИ СРНС и АЗН.

Интегрирование бортового оборудования приводит к целесообразности построения единого алгоритма КОИ, в задачу которого входит оценка следующего вектора погрешностей:

$$\bar{\lambda}_{ИССНk}^i = \left| \delta B, \delta L, \delta V_N, \delta V_E, \Phi_N, \Phi_E, \Phi_H, \varepsilon_N, \varepsilon_E, \varepsilon_H, \Delta t_{СРНС}, \delta f_{СРНС}, \Delta t_{АЗН}, \delta f_{АЗН}, \delta h \right|^T.$$

При этом предполагается работа с одной ИНС, но с двумя самостоятельными шкалами времени. Для единой временной шкалы СРНС и АЗН будут использоваться единые переменные $\Delta t, \delta f$. В таком случае ВС i -того объекта переписывается следующим образом:

$$\bar{\lambda}_{ИССНk}^i = \left| \delta B, \delta L, \delta V_N, \delta V_E, \Phi_N, \Phi_E, \Phi_H, \varepsilon_N, \varepsilon_E, \varepsilon_H, \Delta t, \delta f, \delta h \right|^T, \quad (7)$$

При синтезе алгоритма КОИ в ИССН считаем, что оценка ВС ИССН производится на основе совместной обработки наблюдений ИНС, СРНС и АЗН. В ИССН используется единая шкала времени, при этом необходимо, чтобы объекты АЗН производили синхронизацию своих часов по сигналам НС СРНС.

Как уже отмечалось, погрешность вычисления псевдодалности зависит от ошибок определения НВП взаимодействующих объектов, следовательно, при (оптимальном) централизованном оценивании необходимо определять НВП всех взаимодействующих объектов. В таком случае ВС ИССН i -того объекта запишется следующим образом:

$$\bar{\lambda}_{ИССН} = \left| \bar{\lambda}_{ИССН}^1, \bar{\lambda}_{ИССН}^2, \dots, \bar{\lambda}_{ИССН}^N \right|^T, \quad (8)$$

где $\bar{\lambda}_{ИССН}^i$, $i=1, \dots, N$ – ВС, определяемый уравнением (7) характеризует ИССН i -того ВС, N – число взаимодействующих объектов.

Динамика статистической взаимосвязи между компонентами ВС (8) в моменты времени t_{k-1} и t_k задана стохастическим разностным уравнением:

$$\bar{\lambda}_{ИССН}^i k = F_{\lambda_{ИССН}^i} \bar{\lambda}_{ИССН}^i k-1 + G_{\lambda_{ИССН}^i} N_{\bar{\lambda}_{ИССН}^i k}, \quad (9)$$

где $F_{\lambda_{ИССН}^i}$ и $G_{\lambda_{ИССН}^i}$ матрицы динамики и распределения возмущающих воздействий, соответственно, являются блочными и имеют вид:

$$F_{\lambda_{ИССН}^i} = \begin{pmatrix} F_{i1} & F_{i2} & \dots & F_{iN} \\ F_{1i} & F_{11} & F_{12} & \dots & F_{1N} \\ F_{2i} & F_{21} & F_{22} & \dots & F_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ F_{Ni} & F_{N1} & F_{N2} & \dots & F_{NN} \end{pmatrix}, \quad G_{\lambda_{ИССН}^i} = \begin{pmatrix} G_{i1} & G_{i2} & \dots & G_{iN} \\ G_{1i} & G_{11} & G_{12} & \dots & G_{1N} \\ G_{2i} & G_{21} & G_{22} & \dots & G_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ G_{Ni} & G_{N1} & G_{N2} & \dots & G_{NN} \end{pmatrix}.$$

При независимости погрешностей ИССН взаимодействующих объектов недиагональные блочные матрицы $F_{\lambda_{ИССН}^i}^{ij} \equiv 0$ и $G_{\lambda_{ИССН}^i}^{ij} \equiv 0$. Тогда ВС (8) сложной системы будет включать N независимых систем (по числу взаимодействующих объектов), связь между которыми проявляется через уравнения (1) и (3).

Представим вектор псевдодалномерных наблюдений сложной системы, выполняемых в ИССН на k -тый момент времени, в виде:

$$\bar{\xi}_k^{ИССН} = \left| \xi_{1k}, \dots, \xi_{Nk}, \xi_{1k}, \dots, \xi_{mk} \right|^T, \quad (10)$$

где N – число объектов АЗН взаимодействующих в группе; m – число НС СРНС, по которым выполняются измерения.

В выражении (10) ξ_k^i вектор наблюдений каждого объекта размерностью $([N-1+m] \times 1)$:

$$\bar{\xi}_k^i = \left| \xi_k^{i1}, \dots, \xi_k^{i(N-1)}, \xi_k^{i(N+1)}, \dots, \xi_k^{il} \right|^T, \quad (11)$$

где ξ_k^{ij} – единичное наблюдение i -того объекта относительно j -того определяемого выражением (10), $\overline{N+1, l} = m$ – число псевдодалномерных наблюдений выполняемых до НС.

ВН (11) объединяет все измерения, выполняемые объектами ИССН.

Таким образом, на основе сформированного ВН необходимо синтезировать оптимальный алгоритм КОИ с целью получения оптимальной оценки ВС ИССН по критерию минимума среднеквадратического отклонения.

Для получения комплексного алгоритма НВО предлагается использовать модернизированный вариант комплексирования. Представим сигнал ИССН в виде:

$$\bar{\eta}_k^{ИССН} = \bar{x}_k^{ИССН} + \bar{\lambda}_k^{ИССН}. \quad (12)$$

Несмотря на то, что входящие в наблюдение (1) величины $\bar{x}_{ИССН}$ и $\bar{\lambda}_{ИССН}$ неразделимы (порознь не измеряются), поступаем формально, подставив $\bar{\lambda}_k^{ИССН} = \bar{\eta}_k^{ИССН} - \bar{\lambda}_k^{ИССН}$ в ВН для ИССН $\bar{\xi}_k^{ИССН}$:

$$\bar{\xi}_k^{ИССН} = s(t_k, \bar{\eta}_k^{ИССН} - \bar{\lambda}_k^{ИССН}) + \bar{n}_k^{ИССН}. \quad (13)$$

Таким образом параметром, подлежащим оценке по совокупности наблюдений, является вектор ошибок ИСН $\bar{\lambda}_k^{ИССН}$, который далее опуская индекс ИССН, будем обозначать как $\bar{\lambda}_k$, и, соответственно, $\bar{\xi}_k^{ИССН} - \bar{\xi}_k$, $\bar{\eta}_k^{ИССН} - \bar{\eta}_k$.

Дисперсия оценки $\bar{\lambda}_k$ совпадает с дисперсией оценки \bar{x}_k , т.е. при рассматриваемом способе комплексирования точность оценки остается прежней, как и при оптимальном комплексировании.

Снижение точности фильтрации при использовании алгоритма [3] незначительно, однако приближенный алгоритм обладает определенными преимуществами, поскольку в данном случае отсутствует необходимость задания априорного уравнения для параметра \bar{x} , определяемого динамикой движения ВС. Кроме того, упрощается схемная реализация такого алгоритма.

Используя методику локальной гауссовской аппроксимации, на основе совокупности наблюдений на входе ИСН синтезируем алгоритм для получения оптимальной оценки ВС по критерию минимума среднего квадрата ошибки (СКО) [3].

Применительно к данному случаю многомерной дискретной фильтрации уравнения наблюдения и сообщения имеют следующую форму записи:

$$\bar{\xi}_k = H_k \bar{\lambda}_k + \bar{n}_{\xi k}, \quad \bar{\lambda}_k = \Phi_k \bar{\lambda}_{k-1} + \bar{n}_{\lambda k}, \quad (14)$$

где H_k – матрица наблюдений размерности $([N(N-1)+m]13N)$; Φ_k – переходная матрица размерности $(13N \ 13N)$; $\bar{n}_{\xi k}$, $\bar{n}_{\lambda k}$ – векторы БГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционными матрицами V_k и Q_k .

В случае линейной фильтрации рекуррентный алгоритм оценивания вектора состояния на основе расширенного фильтра Калмана записывается в виде:

1) $\hat{\lambda}_k = \Phi_k \hat{\lambda}_{k-1} + K_k (\bar{\xi}_k - \tilde{\xi}_k)$ – оценка вектора состояния;

2) $R_k = (I - K_k H_k) \tilde{R}_k$ – корреляционная матрица ошибок оценивания;

3) $\tilde{R}_k = \Phi_k R_{k-1} \Phi_k^T + Q_k$ – экстраполированная корреляционная матрица ошибок оценивания;

4) $K_k = \tilde{R}_k H_k^T (H_k R_k H_k^T + V_k)^{-1}$ – коэффициент усиления фильтра;

где $\tilde{\xi}_k$ – вектор экстраполированных наблюдений вычисленных на основе определения координат системой счисления и переданных значениях координат источниками навигационной информации.

По данным с выхода ИССН и оцененным при КОИ значениям $\hat{\lambda}_k$ можно определить вектор координат взаимодействующих ВС группы по формуле $\hat{x}_k = \bar{\eta}_k - \hat{\lambda}_k$.

Используемый при синтезе алгоритма КОИ метод известен как компенсационный способ комплексирования датчиков навигационной информации, полученный на основе инженерного подхода, и использующий объединение измерителей на уровне вторичной обработки информации [3]. Следует отметить, что КОИ в ИССН с помощью полученного алгоритма на программном уровне выполняется в СЦВМ, функции которой можем выполнять навигационный процессор АЗН. При этом можно ожидать высоких точностных характеристик алгоритма и повышения устойчивости функционирования комплексной системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.
2. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, и др.; под ред. В.С. Шебшаевича. 2-е издание, перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.
3. Тихонов В.И. Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. Учебное пособие для ВУЗов. – М.: Радио и связь, 1991. – 608 с.
4. Скрыпник О.Н., Ерохин В.В. Математическая модель рабочего созвездия ГЛОНАСС для исследования условий навигационного сеанса. Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. Научный журнал №4 (36). ИрГУПС, 2012г. – С.210-214.

ВЛИЯНИЕ УГЛОВЫХ УСКОРЕНИЙ НА БЛОК АКСЕЛЕРОМЕТРОВ В ИЗБЫТОЧНЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

Кобылкин Ю.И., Сосновский М.Ю.

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА

Рассматриваются вопросы выполнения условия невозмущенности блока акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Приведена методика расчета кажущегося ускорения точки по сигналам акселерометров и сигналам гироскопов, соответствующих интенсивному маневрированию летательного аппарата (ЛА).

БИНС современных инерциальных навигационных систем (ИНС) имеют значительные преимущества перед платформенными ИНС по стоимости и массогабаритным характеристикам, обеспечивая при этом точность не хуже, чем платформенная ИНС. Конструкция БИНС дает возможность строить отдельно блоки акселерометров и гироскопов за счет распределения датчиков кажущегося ускорения.

В настоящее время задача резервирования решается путем включения в состав навигационного комплекса нескольких однотипных ИНС. Для БИНС ту же задачу можно решить путем резервирования на уровне датчиков. Естественно, что в этом случае можно существенно снизить стоимость ИНС. Например, если использовать для построения БИНС шесть акселерометров и шесть гироскопов, оси чувствительности которых не совпадают, то по надежности такая БИНС будет эквивалентна четырем платформам, с общим числом чувствительных элементов (ЧЭ) равным 24.

Статья продолжает ряд работ [1, 2], посвященных оптимизации расположения осей чувствительности акселерометров и гироскопов в БИНС с избыточным числом ЧЭ. В работе [1], описано равномерное размещение измерителей, при котором все углы между двумя соседними осями чувствительности измерителей одинаковы. Такое размещение построено на понятии правильного многогранника. Известно [3], что имеется только 5 видов правильных многогранников: тетраэдр, куб, октаэдр, додекаэдр и икосаэдр, которые состоят из 4 треугольников, 6 квадратов, 8 треугольников, 12 пятиугольников, 20 треугольников, соответственно (рис. 1).

В данной работе рассматривается ситуация, когда все датчики имеют разные оси чувствительности, сведенные в одну точку, при этом учитывается, что акселерометры имеют конечные размеры и размещены в трехмерном пространстве.

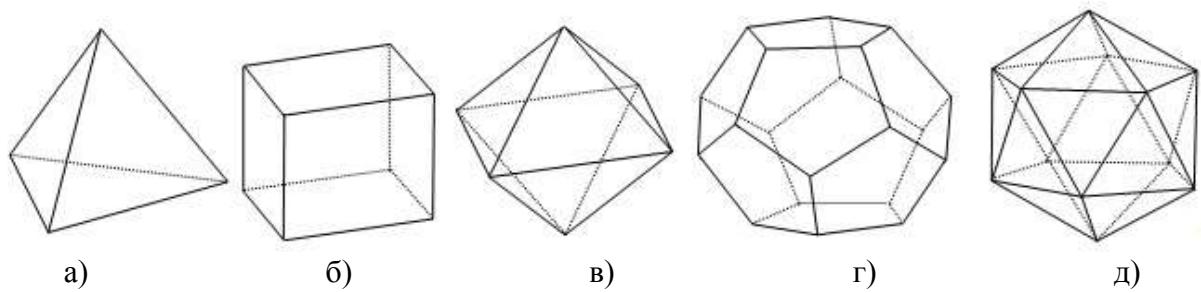


Рисунок 1. Правильные многогранники: а) тетраэдр; б) куб; в) октаэдр; г) додекаэдр; д) икосаэдр.

Такой подход вполне оправдан для платформенных ИНС. Однако для БИНС, в которой датчики ускорения участвуют в угловом движении, данное допущение считается неприемлемым, так как при обработке сигналов акселерометров необходимо учитывать параметры углового движения ЛА и взаимное расположение датчиков.

Следует отметить, что ориентация осей чувствительности акселерометров перпендикулярно граням куба соответствует их взаимно перпендикулярному расположению и применяется в настоящее время для нерезервированных систем. Исходя из простоты реализуемости алгоритмов диагностики и контроля, будем требовать, чтобы любые три оси чувствительности не лежали в параллельных плоскостях. Легко показать, что при выполнении этого условия половина граней куба, октаэдра, додекаэдра и икосаэдра задействована не будет (рис. 2).

С другой стороны, при расположении осей чувствительности измерителей перпендикулярно граням правильных многогранников, выполняются условия минимизации дисперсии ошибок оценки проекций вектора кажущегося ускорения (угловой скорости) в ортогональной плоскости, связанной с летательным аппаратом (ЛА) в геоцентрической системе координат $Ox_1y_1z_1$ [4].

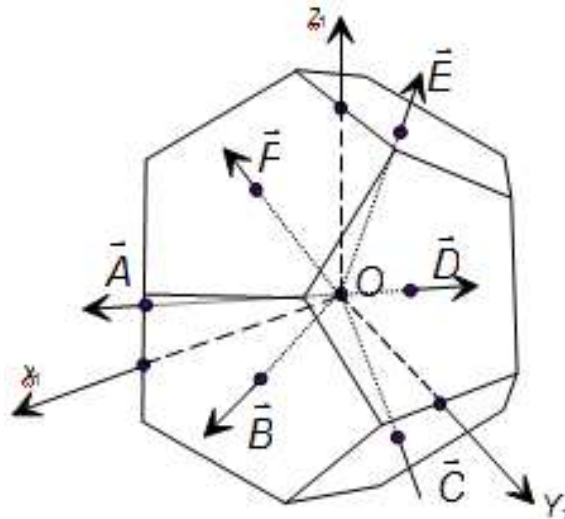


Рисунок 2. Додекаэдр.

Покажем это, например для акселерометров:

$$\hat{A} = (H^T \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot A^{C.M}, \quad (1)$$

где \hat{A} – матрица-столбец, оценка вектора кажущегося ускорения \bar{a} в системе координат $Ox_1y_1z_1$; H – матрица косинусов осей чувствительности акселерометров в системе координат $Ox_1y_1z_1$; $A^{C.M}$ – матрица-столбец размерности N , компонентами которой являются показания акселерометров.

Ковариационная матрица ошибки оценки запишется в виде:

$$D[\delta A] = \sigma^2 \cdot (H^T \cdot H)^{-1}, \quad (2)$$

где σ^2 – дисперсия аддитивной ошибки каждого акселерометра.

Для оптимального случая [2] матрица $H^T \cdot H$ – диагональная, а матрица H такова, что ее столбцы H_1, H_2, H_3 ортогональны (т.к. недиагональные элементы матрицы $H^T \cdot H$ представляют собой скалярные произведения векторов-столбцов матрицы H), и N -мерные векторы-столбцы H_1, H_2, H_3 оптимальной матрицы H имеют одинаковую норму, равную $\sqrt{\frac{N}{3}}$.

В работе [5], для учета геометрического расположения акселерометров относительно центра измерительного блока получено уравнение маятникового акселерометра на подвижном основании с произвольным расположением точки подвеса маятника (рис. 3).

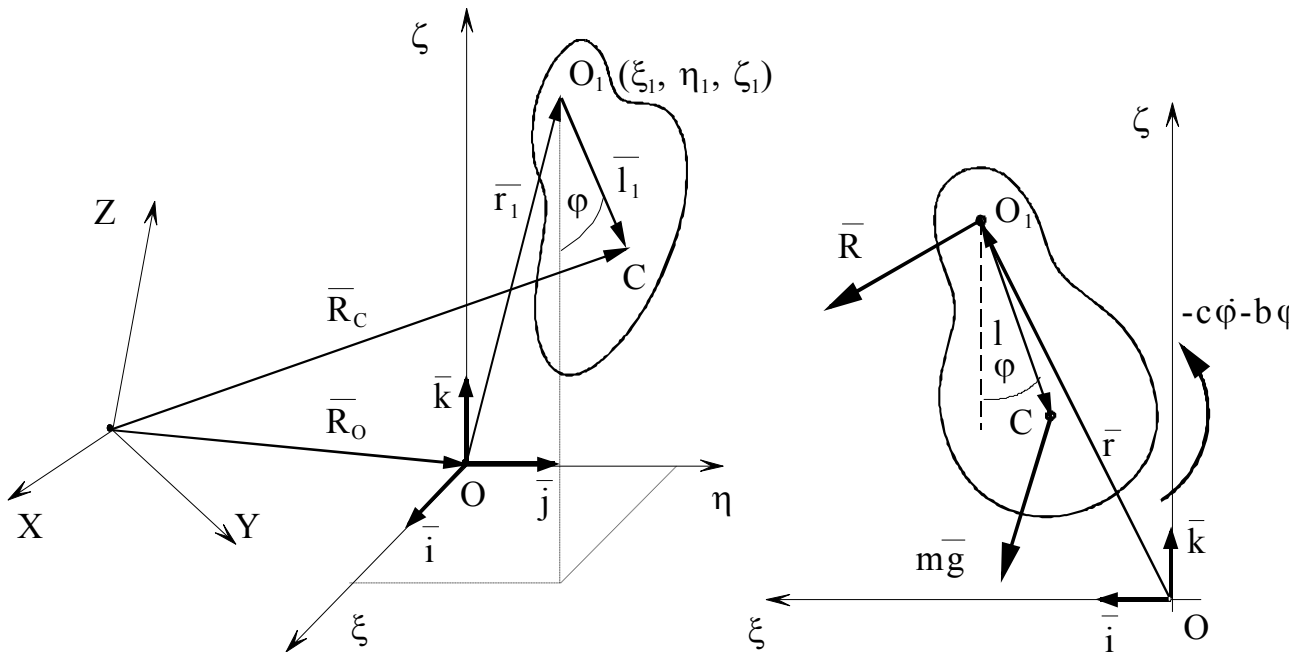


Рисунок 3. Геометрическое расположение акселерометров.

$$\begin{aligned}
& \frac{J}{ml}(\varepsilon_\eta + \ddot{\varphi}) + \frac{b}{ml}\dot{\varphi} + \frac{c}{ml}\varphi = a_{O\xi} \cos \varphi - a_{O\zeta} \sin \varphi - \\
& - l(\omega_\xi^2 - \omega_\zeta^2) \sin \varphi \cos \varphi - l\omega_\xi \omega_\zeta (1 - 2 \sin^2 \varphi) + \\
& + \xi_{O_1} ((\varepsilon_\eta - \omega_\xi \omega_\zeta) \sin \varphi - (\omega_\eta^2 + \omega_\zeta^2) \cos \varphi) - \\
& - \eta_{O_1} ((\varepsilon_\xi + \omega_\eta \omega_\zeta) \sin \varphi + (\varepsilon_\zeta - \omega_\eta \omega_\xi) \cos \varphi) + \\
& + \zeta_{O_1} ((\omega_\xi^2 + \omega_\eta^2) \sin \varphi + (\varepsilon_\eta + \omega_\xi \omega_\zeta) \cos \varphi),
\end{aligned} \tag{3}$$

где $\xi\eta\zeta$ – связанная с акселерометром система координат; $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ – углы отклонения маятников акселерометров; c – коэффициент упругости электрической пружины; m – масса ЧЭ; l – длина маятника (расстояние от точки подвеса до центра масс ЧЭ); r – расстояние от точки подвеса до геометрического центра блока акселерометров; J – момент инерции ЧЭ относительно его центра масс; $\varepsilon_\xi, \varepsilon_\eta, \varepsilon_\zeta$ – составляющие вектора углового ускорения ЛА; $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$ – составляющие вектора угловой скорости ЛА.

При малых углах отклонения маятника от положения равновесия, с учетом $\sin \varphi \approx \varphi$, $\cos \varphi \approx 1 - \varphi^2/2$ и $\dot{\varphi} = 0$, $\ddot{\varphi} = 0$, собственная частота акселерометра намного превышает ширину спектра частот сигналов $a(t)$, $\varepsilon(t)$, $\omega(t)$ получим (под формулами приведен порядок величин, соответствующих интенсивному маневрированию ЛА):

$$\begin{array}{l}
a_{O\xi} = k_1\varphi_1 \quad + \alpha_1 \quad + k_3\varphi_1\varphi_3 \quad + (\beta_1 + \alpha_3)\varphi_1 \quad + k_1\varphi_1^3/2 + k_2\varphi_1\varphi_2\varphi_3; \\
a_{O\eta} = k_2\varphi_2 \quad + \alpha_2 \quad + k_1\varphi_2\varphi_1 \quad + (\beta_2 + \alpha_1)\varphi_2 \quad + k_2\varphi_2^3/2 + k_3\varphi_1\varphi_2\varphi_3; \\
a_{O\zeta} = k_3\varphi_3 \quad + \alpha_3 \quad + k_2\varphi_3\varphi_2 \quad + (\beta_3 + \alpha_2)\varphi_3 \quad + k_3\varphi_3^3/2 + k_1\varphi_1\varphi_2\varphi_3.
\end{array} \tag{4}$$

$$\begin{array}{l}
10g \quad 10^{-1}g \quad 10^{-2}g \quad 10^{-4}g \quad 10^{-5}g
\end{array}$$

где $k = \frac{c}{ml}$ – постоянный коэффициент, а параметры α, β являются функциями времени и зависят от углового движения самолета.

Учитывая, что инструментальные погрешности современных акселерометров достигают $10^{-4}g$ (для А-15), можем пренебречь в уравнении (4) членами, вносящими погрешность того же порядка и ниже.

Формулы для вычисления кажущегося ускорения точки О по сигналам акселерометров ($\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$) и сигналам ($\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$) гироскопов (рис. 4) с учетом (4) имеют вид:

$$\begin{aligned}
a_{O\xi} &= \frac{c}{ml}(\varphi_1 + \varphi_1\varphi_3) - (r - \frac{J}{ml})\varepsilon_\eta - (r-l)\omega_\xi\omega_\zeta; \\
a_{O\eta} &= \frac{c}{ml}(\varphi_2 + \varphi_1\varphi_2) - (r - \frac{J}{ml})\varepsilon_\xi - (r-l)\omega_\xi\omega_\eta; \\
a_{O\zeta} &= \frac{c}{ml}(\varphi_3 + \varphi_2\varphi_3) - (r - \frac{J}{ml})\varepsilon_\zeta - (r-l)\omega_\eta\omega_\zeta.
\end{aligned} \tag{5}$$

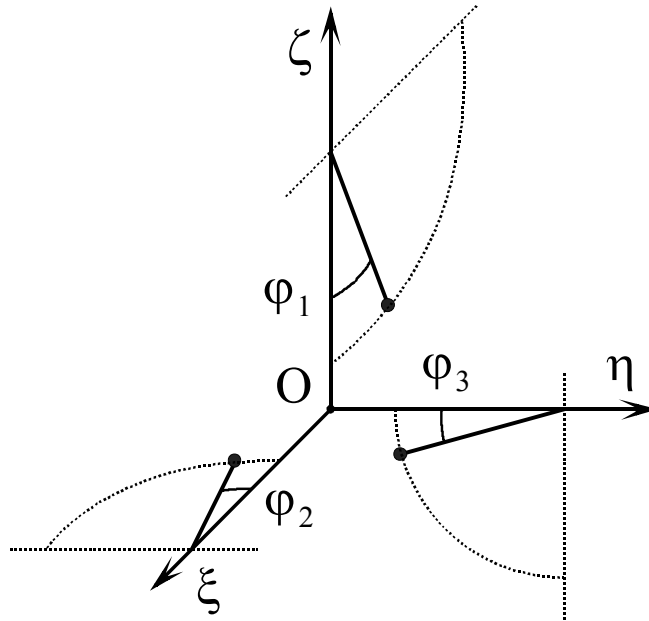


Рисунок 4. Ускорение гироскопов.

Из (5) получаем условие невозмущенности блока акселерометров угловыми ускорениями:

$$\left(\frac{J}{ml} - r\right) \equiv 0. \quad (6)$$

Для додекаэдрического измерительного блока выражения (5) переписутся в виде:

$$\begin{bmatrix} 0.5257 & -0.8506 & 0 \\ 0.5257 & 0.8506 & 0 \\ 0 & 0.5257 & -0.8506 \\ 0 & 0.5257 & 0.8506 \\ -0.8506 & 0 & 0.5257 \\ 0.8506 & 0 & 0.5257 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} a_{ox_1} \\ a_{oy_1} \\ a_{oz_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \\ b_5 \\ b_6 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$\text{где } b_1 = \left(\frac{J}{ml} - r\right)(0.8506\varepsilon_{x_1} + 0.5257\varepsilon_{y_1}) + (l - r)(0.5257\omega_{x_1} - 0.8506\omega_{y_1})\omega_{z_1} + (k_1 + c_1)\varphi_1,$$

$$b_2 = \left(\frac{J}{ml} - r\right)(-0.8506\varepsilon_{x_1} + 0.5257\varepsilon_{y_1}) + (l - r)(0.5257\omega_{x_1} + 0.8506\omega_{y_1})\omega_{z_1} + (k_2 + c_1)\varphi_2,$$

$$b_3 = \left(\frac{J}{ml} - r\right)(0.8506\varepsilon_{y_1} + 0.5257\varepsilon_{z_1}) + (l - r)(0.5257\omega_{y_1} - 0.8506\omega_{z_1})\omega_{x_1} + (k_3 + c_2)\varphi_3,$$

$$b_4 = \left(\frac{J}{ml} - r\right)(-0.8506\varepsilon_{y_1} + 0.5257\varepsilon_{z_1}) + (l - r)(0.5257\omega_{y_1} + 0.8506\omega_{z_1})\omega_{x_1} + (k_4 + c_2)\varphi_4,$$

$$b_5 = \left(\frac{J}{ml} - r\right)(0.5257\varepsilon_{x_1} + 0.8506\varepsilon_{z_1}) + (l - r)(-0.8506\omega_{x_1} + 0.5257\omega_{z_1})\omega_{y_1} + (k_5 + c_3)\varphi_5,$$

$$b_6 = \left(\frac{J}{ml} - r \right) (0.5257 \varepsilon_{x_1} - 0.8506 \varepsilon_{z_1}) + (l - r) (0.8506 \omega_{x_1} + 0.5257 \omega_{z_1}) \omega_{y_1} + (k_6 + c_3) \varphi_6,$$

$c_1 - c_3$ – функции углов $\varphi_1 - \varphi_6$.

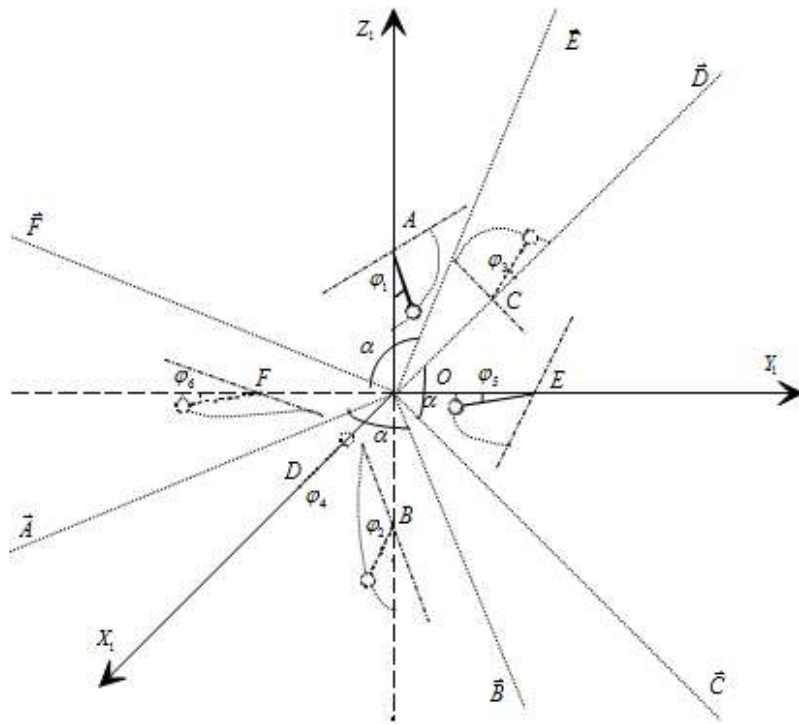


Рисунок 5. Додекаэдрический измерительный блок.

Проверка физической реализуемости условия (7) (акселерометры имеют конечные геометрические размеры и не могут быть расположены на произвольном расстоянии от центра блока) для блока, построенного на акселерометрах типа А-15, показала, что установочное расстояние должно составлять $r = 0.03$ метра при диаметре акселерометра 0.02 м. Таким образом, условие (7) реализуемо. На рис. 5 приведен пример (додекаэдрический измерительный блок) расположения маятников для реальных маятниковых акселерометров типа А-15.

Здесь $\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}, \vec{D}, \vec{E}, \vec{F}$ – оси чувствительности акселерометров, причем \vec{A}, \vec{B} – лежат в плоскости x_1Oy_1 , \vec{C}, \vec{D} – в плоскости y_1Oz_1 , \vec{E}, \vec{F} – в плоскости x_1Oz_1 .

Следует отметить, что учет физических размеров измерителей актуален именно для акселерометров, т.к. угловая скорость вращающегося тела одинакова для любой его точки, в то время как линейное ускорение каждой точки тела разное.

Таким образом, для выполнения условия невозмущенности блока акселерометров угловыми ускорениями необходимо подбирать акселерометры путем расчетов параметров их ЧЭ или конструировать ЧЭ акселерометра под блок.

ЛИТЕРАТУРА

1. А.С. Кашкаров, Ю.И. Кобылкин, С.Ф. Красник, В.И. Куйбарь. Перспективные датчики бесплатформенной инерциальной навигационной системы. // Научный Вестник МГТУ ГА, 2002, №54, С. 102.
2. Водичева Л. Оптимизация и диагностика неисправных измерительных осей избыточного бесплатформенного инерциального измерительного блока. // Матер. 4-й Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 1998.
3. Математическая энциклопедия, под редакцией И. М. Виноградова. – М.: «Советская энциклопедия», 1985 г. – 906 с.
4. В.В. Алешкин, М.В. Алешкин, А.С. Сокольский, А.С. Матвеев. Исследование алгоритмов обработки информации избыточного блока микромеханических акселерометров. // Вестник СГТУ. 2007, № 1(21), вып. 1, С. 96-105.
5. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. // М.: Машиностроение, 1991. – 508 с.

АВТОМАТНЫЙ КОНТРОЛЬ ОБОРУДОВАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Мухопад А.Ю.
jcmg@mail.ru

Иркутский государственный университет путей сообщения
(г. Иркутск)

Рассматриваются вопросы применения конечных автоматов управления для организации контроля и диагностики оборудования самолетных систем. Предлагается использовать микропрограммные автоматы со входным мультиплексором для выбора единственного логического сигнала из множества сигналов контрольных датчиков информации. Показано, что такой вариант реализации позволяет снизить объем основной комбинационной схемы контролирующего автомата в 2^{q-1} раз при числе датчиков информации равной q . Для особо сложных автоматов ($q \sim 24$) достигается снижение объема памяти в миллионы раз.

Современные системы управления полетом, подсистемы контроля и диагностики бортового оборудования весьма сложны, т.к. основаны на использовании адаптивных алгоритмов с элементами искусственного интеллекта [1-4].

Вопросы контроля и диагностики бортового оборудования авиационной техники являются одним из важнейших условий обеспечения безопасности полетов. Концепция единой мощной управляющей и контролирующей системы с циклическим опросом датчиков, одной информационно-управляющей шиной

и разделением времени на обработку информации от подсистем ушла в прошлое.

Современная микроэлектронная база в виде БИС, СБИС, микропроцессоров и микроконтроллеров с развитой номенклатурой элементов многофункциональной логики позволяют создавать распределенные средства управления и контроля. В этом случае для каждой из подсистем, а подчас и для каждого ответственного механического блока или блока радиоэлектронного оборудования можно предусмотреть свои встроенные автоматы. Автоматы контроля (КА) могут строиться как с аппаратной, так и аппаратно-программной реализацией на основе единой автоматной модели КА. Базовой автоматной моделью КА являются классические автоматы Мура и Мили [5-8]. Для автомата Мура аналитическая запись его работы определяется уравнениями (1):

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

Однако именно для КА эти модели малоприспособны, т.к. число состояний в КА может превышать 100-120, а число учитываемых логических условий (двоичных сигналов датчиков) ~12-24. Сложность микропрограммного автомата управления (МПА), осуществляющего контролируемые функции определяется в основном комбинационной схемой (F_1) формирования переходов $a(t) \rightarrow a(t+1)$. Здесь $a(t)$ и $a(t+1)$ – состояния автомата в предыдущий (t) и последующий ($t+1$) такты времени. Состояниям $a(t)$ и $a(t+1)$ соответствуют коды $x_1x_2\dots x_m; y_1y_2 \dots y_m$ разрядность которых (m) определяется из соотношения $N \leq 2^m$, где N – число состояний МПА. $A(t)$ – выходные команды (контролирующие действия); $\alpha_1\alpha_2\dots \alpha_q$ – показания датчиков, приведенные к виду двоичных сигналов «0» и «1» (например если $U > 24В$, то $\alpha_j = 1$).

В зависимости от сложности контролируемого блока и сложность КА будет различной. По классификации работы [9] МПА разделяются по сложности на сверх простые (СП), простые (ПА), средней сложности (СА), высокой сложности (ВС) и особо сложные (ОС) автоматы. В табл. 1 приведена характеристика и затраты на комбинационную схему МПА F_1 , оцениваемую как:

$$V = m2^{m+q}, \quad (2)$$

где q – количество логических условий в МПА ($\alpha_1\alpha_2\dots \alpha_q$), V – объем ПЗУ (ПЛИМ), W – объем ПЗУ (ПЛИМ) в МПА с новой структурной организацией, Q – отношение W к V .

При расчете V по формуле (1) величина m в первом множителе (не в показателе степени) доопределялась до 4 или 8, т.к. ПЗУ или ПЛИМ для реализации комбинационных схем выпускаются с разрядностью кратной целой степени 2.

Таблица 1. Характеристика и затраты на комбинационную схему МПА F_1

	ТИП	m	q	m+q	V	m+1	W	Q
1	СП	3	4	7	0,5кб	4	0,13кб	8
2	ПА	4	8	12	16кб	5	0,26кб	128
3	СА	5	12	17	1Мб	6	1кб	2тыс
4	ВС	6	16	22	32Мб	7	2кб	32тыс
5	ОС	7	24	31	16Гб	8	4кб	8млн

В работах [9-12] предложена новая автоматная модель МПА в структурную организацию которой введен мультиплексор для выбора единственного $\alpha_j \in \{\alpha_0 \alpha_1 \alpha_2 \dots \alpha_q\}$ соответствующего коду $x_1 x_2 \dots x_m$ состояния $a(t)$ автомата на данном такте времени t . Здесь α_0 – безусловный переход. Значение α_0 всегда равно «1» ($\alpha_0 = 1$).

Для такой автоматной модели КА математическая запись работы примет вид:

$$\begin{aligned}
 a(t+1) &= F_1(a(t), \alpha_j) \\
 A(t+1) &= F_2(a(t)) \\
 \alpha_j &= F_3(a(t))
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Автоматы с использованием мультиплексоров известны [13,14]. Однако в этих автоматах мультиплексоры использовались как один из способов декомпозиции при аппаратной реализации систем булевых функций (F_1). При этом на F_1 подавалась вся конкатенация $\alpha_1 \alpha_2 \dots \alpha_q x_1 x_2 \dots x_m$.

Оригинальность структуры автомата в работе [15] заключается в том, что на вход системы F_1 подается единственное α на каждом такте (t) работы МПА. Причем это α_0 или $\alpha_j \in \{\alpha_1 \alpha_2 \dots \alpha_q\}$ определяется однозначно по коду $a(t)$. Такая возможность обеспечена за счет специального предварительного преобразования граф-схемы алгоритма (ГСА). В этом случае значение функции F_1 в виде кода $y_1 y_2 \dots y_m$ определяется конкатенацией вида $\alpha_j x_1 x_2 \dots x_m$, а не $\alpha_1 \alpha_2 \dots \alpha_q x_1 x_2 \dots x_m$.

Оригинальная схема МПА [4] несколько упрощена (рис. 1) за счет прямого подсоединения необходимого $\alpha_j \in \{\alpha\}$ к соответствующему входу мультиплексора; введением суммирующего счетчика (Сч) в качестве второго регистра памяти кода состояния $x_1 x_2 \dots x_m$; – использования дополнительного $(m+1)$ -го выхода в ПЗУ (ПЛМ) схемы F_1 для формирования признака необходимости (+1) к <Сч>. Тогда объем W для реализации схемы F_1 может быть снижен в Q раз т.к. $W = m 2^{m+1}$:

$$Q = 2^{q-1}
 \tag{4}$$

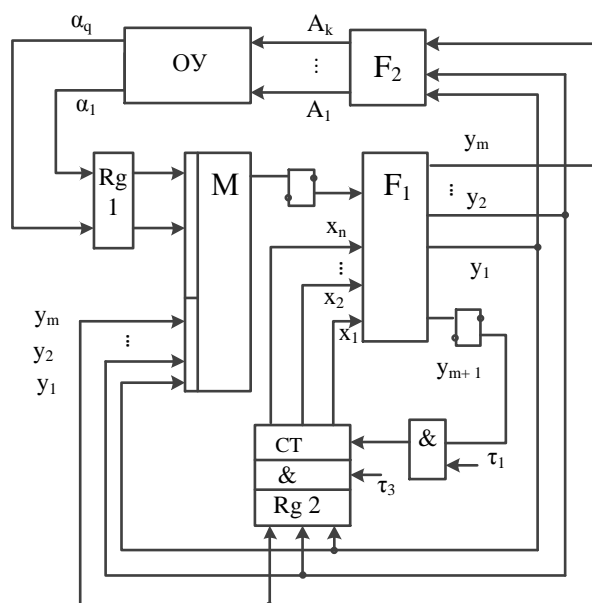


Рисунок 1. Схема МПА с мультиплексором и счетчиком.

Как видно из табл. 1 для сверхпростых МПА $Q = 8$, для особосложных КА значение Q превышает 8 млн раз. Даже для высокосложных и особосложных КА на реализацию схемы F_1 через ПЗУ (ПЛМ) потребуются затраты оборудования не мегабиты или гигабиты, а единицы килобит.

Для реализации КА по классическим автоматным моделям из-за сложности F_1 естественно возникает вопрос «кто будет сторожить сторожей». Для КА на основе МПА с мультиплексором и выбором $\alpha_j \in \{\alpha\}$ по коду состояния контроль самого контролирующего автомата либо не потребуется, либо осуществится очень простыми методами [16]. Важно отметить тот факт, что КА по схеме рис. 1 может быть реализован как аппаратно с жесткой логикой, так и программно на микроконтроллере [17]. Использование МПА с новой структурной схемой позволяют в корне пересмотреть принципы построения КА для авиационной техники, как для предполетной подготовки, так и в динамике полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Макаров И.М., Лохин В.М., Манько С.В., Романов М.П. Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления. – М.: Наука, 2006. – 333 с.
2. Сизых В.Н. Методы и алгоритмы оптимизации интегрированной системы управления летательного аппарата на основе прогнозирующих моделей. // Автореферат диссерт. д.т.н. - Иркутск: ИрГУПС, 2012. – 42 с.
3. Тихий И.И., Кашковский В.В. Испытание и эксплуатация авиационной техники. Иркутск: ИВВАИУ, 2004. – 308 с.

4. Берчук Д.Ю., Журавлев Д.В., Смолина Т.А. Совершенствование технологического процесса контроля. // Тр. VII Всерос. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых. – Томск: Томский политехн. универс. Институт «Кибернетический центр», 2009. – С.14-15.
5. Гаврилов М.А., Девятков В.В., Пупырев Е.И. Логическое проектирование дискретных автоматов. - М.: Наука, 1977. – 368 с.
6. Лазарев В.Г., Пийль Е.И., Синтез управляющих автоматов. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – 328 с.
7. Труды по теории синтеза и диагноза конечных автоматов и релейных устройств /под ред. В.В. Сапожникова и Вл.В. Сапожникова. – СПб.: Элмор, 2009. – 900 с.
8. Мухопад Ю.Ф. Микроэлектронные информационно-управляющие системы.- Иркутск: ИрГУПС, 2004. – 407 с.
9. Мухопад А.Ю. Структурный синтез автоматов управления системами обработки информации реального времени. // Автореферат канд. диссертации Братск, 2010. – 19 с.
10. Мухопад А.Ю., Мухопад Ю.Ф. Микропрограммный автомат. Патент РФ на полезную модель - № 82888. – БИ № 13, 2009.
11. Мухопад А.Ю. Синтез сложных автоматов управления мехатроникой. // Труды VII Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых «молодежь и современные информационные технологии». – Томск: ТПУ, Институт «Кибернетический центр», 2009. – С.70-71.
12. Мухопад Ю.Ф. Теория дискретных устройств. – Иркутск: ИрГУПС, 2010. – 172 с.
13. Пупырев Е.И. Перестраиваемые автоматы и микропроцессорные системы. – М.: Наука, 1984. – 191 с.
14. Жинтелис Г.Б., Карпяускас Э.К., Магикенас Э.К. Автоматизация и проектирование МПА. – Л.: Машиностроение, 1985. – 384 с.
15. Мухопад А.Ю., Мухопад Ю. Ф. Методы синтеза автоматов управления на больших интегральных схемах. // Проблемы информатики. – Новосибирск: СОРАН, №4, 2011. – С.17-28.
16. Мухопад Ю.Ф., Мухопад А.Ю. Структурная организация самоконтролируемых автоматов управления в системах реального времени. // «Проблемы информатики» №1, 2013.
17. Мухопад А.Ю. Методика разработки программного обеспечения микропроцессорных информационно-управляющих систем. // Информационные системы контроля и управления в промышленности и на транспорте. – Иркутск: ИрГУПС, 2013, вып.23. – С.27-35.

АДАПТИВНОЕ ПОДАВЛЕНИЕ УЗКОПОЛОСНЫХ ПОМЕХ

Астраханцева Н.Г.

n_astrahanceva_awesome@mail.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрены адаптивные алгоритмы подавления сосредоточенных по спектру помех на этапе первичной обработки принимаемого шумоподобного сигнала. Для оценки работоспособности и эффективности алгоритмов подавления помех, в среде графического программирования LabVIEW, смоделирован широкополосный радиоканал передачи дискретной информации. Модель позволяет менять помеховую обстановку в канале связи и выбирать алгоритмы подавления помех, а также оценивать качество подавления помехи и степень искажения помехой принимаемого сигнала.

Для организации воздушного движения (ОрВД) необходимо применять высоконадежные и помехозащищенные каналы передачи информации. В настоящее время, для обеспечения воздушной связи в гражданской авиации (ГА) широко используются средства радиосвязи УКВ и КВ диапазона, но в этих диапазонах частот достаточно высокий уровень естественных и промышленных помех, а также работает большое число коммерческих радиостанций и других радиотехнических средств. Увеличение интенсивности воздушного движения повышает требования к скорости и помехозащищенности передаваемой информации, необходимой для обеспечения эффективного ОрВД. Поэтому, дальнейшее развитие систем передачи информации для ОрВД предполагает использование широкополосных космических радиолиний.

В настоящее время для авиационных систем спутниковой связи выделен диапазон 1,5/1,6 ГГц, который также используется различными узкополосными радиотехническими системами. При создании широкополосного канала передачи информации такие системы будут являться источниками сосредоточенных помех.

Для анализа эффективности алгоритмов подавления сосредоточенных по спектру помех, в среде графического программирования LabVIEW [1] разработана модель широкополосного канала передачи информации (рис. 1).

Модель позволяет сформировать шумоподобный сигнал (ШПС) на выбранной рабочей частоте и передать его по линии связи с заданным уровнем помех. На приемной стороне осуществляется демодуляция сигнала и подавление помех, а также производится оценка вероятности искажения сигнала под воздействием помех.

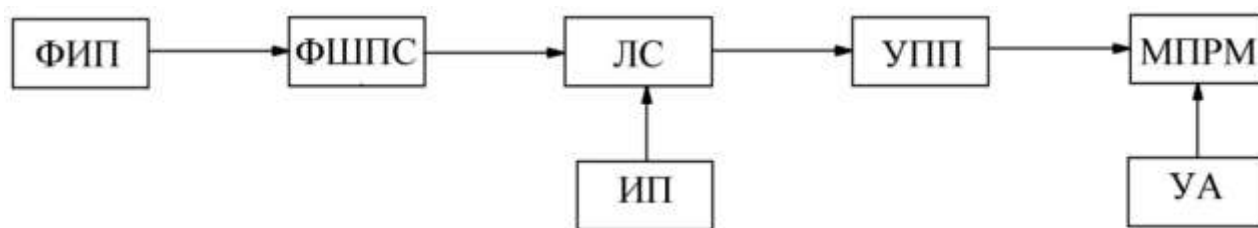


Рисунок 1. Модель канала передачи информации.

Формирователь информационной последовательности (ФИП) предназначен для генерации двоичных n -разрядных последовательностей, которые представляют собой символы передаваемого сообщения. В простейшем случае используется набор ортогональных последовательностей с фиксированной структурой.

Формирователь ШПС (ФШПС) позволяет сформировать сигнал с частотной или фазовой манипуляцией на заданной рабочей частоте. Структура ШПС определяется видом двоичной последовательности, а его спектральные характеристики зависят от формы манипулирующих импульсов.

В линии связи (ЛС) на сигнал действуют аддитивные помехи, количество и характеристики помех могут изменяться.

В качестве моделей источников помех (ИП) используются: генератор белого гауссовского шума (естественные помехи) и генераторы квазигармонических колебаний (узкополосные помехи).

Устройство подавления помех (УПП) осуществляет режекцию сосредоточенных по спектру помех. Многоканальный приемник (МПРМ) предназначен для демодуляции принимаемого сигнала и представляет собой M -канальный корреляционный приемник. Оптимальный прием осуществляется по методу максимального правдоподобия, обеспечивающего наименьшую вероятность ошибки различения M принимаемых сигналов на фоне шумовых помех с равномерным спектром. Устройство анализа (УА) позволяет определять количество ошибок и вероятность искажения принимаемого сигнала при различной помеховой обстановке в линии связи.

Для анализа эффективности алгоритмов подавления сосредоточенных по спектру помех, в среде графического программирования LabVIEW разработано несколько моделей устройства подавления помех. Структура УПП определяется используемым алгоритмом (рис. 2-5). Предполагается, что подавление помех в УПП осуществляется на высокой частоте, превышающей полосу частот, занимаемую ШПС, путем вырезания участка спектра сигнала, пораженного помехой, в режекторе помех (РП). Для этого в каждом алгоритме осуществляется дискретное прямое преобразование Фурье (ДПФ), для перевода сигнала в частотную область, и обратное преобразование Фурье (ДОПФ), для восстановления временной формы принимаемого сигнала. Алгоритмы отличаются между собой только способом обнаружения помехи, который и определяет их эффективность.

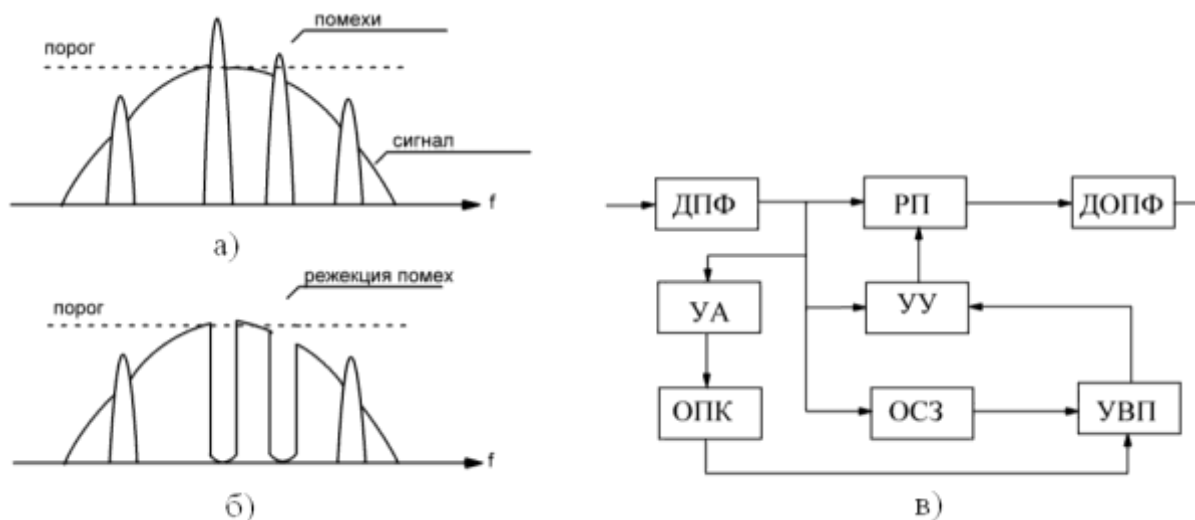


Рисунок 2. Структура алгоритма с адаптивным порогом.

Алгоритм с адаптивным порогом

В данном алгоритме подавление помех осуществляется путем удаления спектральных составляющих превышающих порог (рис. 2.а, б). Определение значения порога осуществляется по среднему значению огибающей спектра смеси сигнала и помех, при этом учитывается количество действующих помех.

Структура алгоритма в виде функциональной схемы виртуального УПП представлена на рис. 2.в. На выходе устройства ДПФ формируется спектр смеси сигнала и помех. Амплитудные значения спектральных составляющих входного сигнала поступают на входы РП, устройства анализа (УА), устройства управления (УУ) и устройства определения среднего значения (ОСЗ). УА определяет количество помех, а устройство определения поправочного коэффициента (ОПК) принимает решение о значении поправочного коэффициента. ОСЗ формирует среднее значение огибающей спектра смеси сигнала и помех, которое подается на устройство вычисления порога (УВП). УВП определяет текущее значение порога, подаваемое на вход УУ, где производится сравнение значений амплитуд спектральных составляющих с порогом. Если значение амплитуды спектральных составляющих превышает значение порога, то принимается решение о наличии помехи и УУ формирует управляющую команду на блок РП, который вырезает спектральные составляющие помех. Спектральные составляющие сигнала с подавленной узкополосной помехой с выхода РП поступают на блок ДОПФ, где восстанавливается исходный вид сигнала.

Алгоритм, учитывающий скорость изменения спектра

Алгоритм позволяет оценивать скорость изменения огибающей спектра смеси сигнала и помех. Если разность между соседними спектральными составляющими превышает максимальное значение скорости изменения

оггибающей спектра, зависящего от вида ШПС (рис. 3.а), то принимается решение о наличии помехи и осуществляется ее режекция (рис. 3.б).

Структура алгоритма представлена на рис. 3.в. С выхода устройства ДПФ амплитудные значения спектральных составляющих входного сигнала поступают на устройство вычитания соседних спектральных составляющих (УВСС). Разность соседних спектральных составляющих подается на первый вход УУ. Устройство формирования порога (УФП) определяет максимальное значение скорости изменения оггибающей спектра. УУ сравнивает принятые значения. Если разность спектральных составляющих больше значения, полученного с УФП, то принимается решение о наличии помехи и УУ формирует управляющую команду для РП, которая вырезает спектральные составляющие помехи. Восстановление исходного вида сигнала производится в ДОПФ.

Алгоритм с интерполяцией оггибающей спектра

При моделировании используется дискретное преобразование Фурье и спектр имеет дискретный характер, поэтому частота синусоидальной помехи может попадать между дискретными отсчетами спектра сигнала. Это приводит к тому, что при обнаружении и вырезании помехи не происходит удаление спектральных составляющих сигнала, пораженных помехой, что в реальной ситуации невозможно и результаты моделирования будут недостоверны.

Структура алгоритма представлена на рисунке 4.в. С выхода устройства ДПФ амплитудные значения спектральных составляющих входного сигнала поступают одновременно на устройство восстановления оггибающей спектра сигнала (УВОС), которое выполняет интерполяцию спектральных составляющих сигнала и на вычитающее устройство (ВУ). С выхода ВУ разность между спектральными составляющими смеси сигнала и помех и восстановленной оггибающей спектра поступает на УУ, где происходит сравнение полученной разности с порогом, зависящим от формы спектра сигнала. УУ формирует команду на подавление помехи для РП. Далее в ДОПФ восстанавливается исходный вид сигнала.

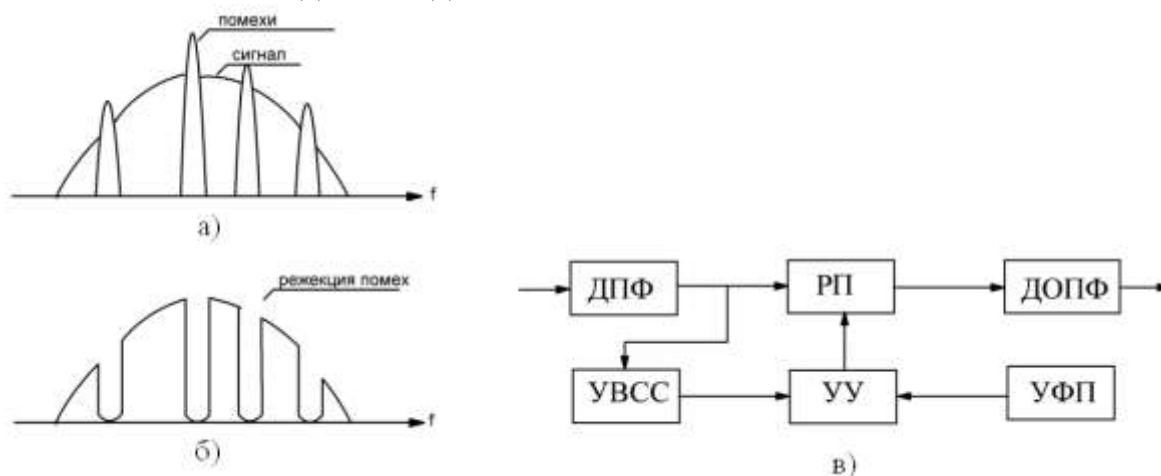


Рисунок 3. Структура алгоритма по скорости изменения спектра.

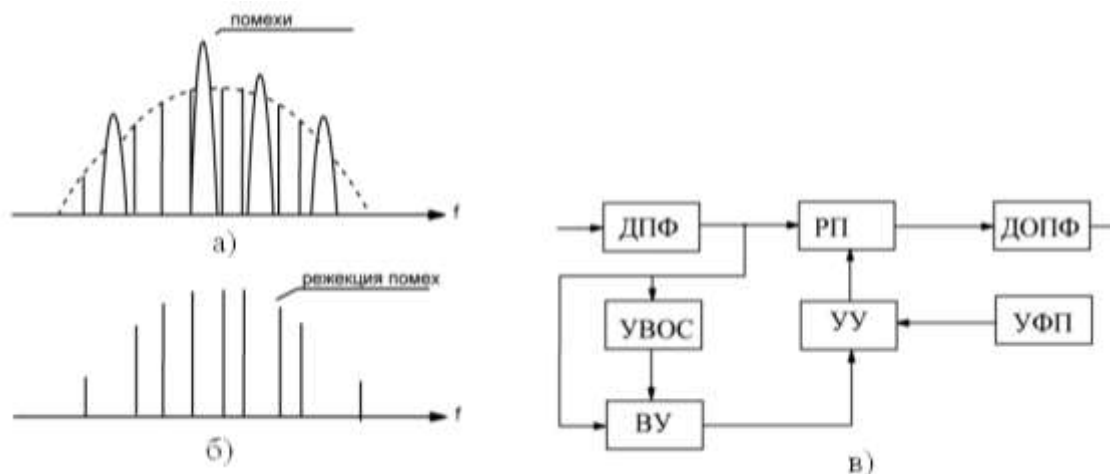


Рисунок 4. Структура алгоритма с интерполяцией огибающей.

Алгоритм, с определением максимального значения спектральных составляющих

Данный алгоритм определяет максимальные амплитудные значения спектральных составляющих смеси сигнала и помех (рис. 5.а). Устройство вторичной обработки (УВО) формирует управляющую команду об искажении сигнала. На основании этого принимается решение, что максимальные спектральные составляющие являются помехами и осуществляется их подавление (рис. 5.б), в результате чего формируется сигнал с подавленной узкополосной помехой.

Структура алгоритма представлена на рис. 5.в. На выходе устройства ДПФ формируется спектр смеси сигнала и помех, поступающий в УА и на вход РП. УА обнаруживает спектральные составляющие с максимальными амплитудными значениями. Эта информация подается на УУ, куда также поступает информация об искажении принятого сигнала от УВО. УУ формирует команду на подавления помехи для РП. В ДОПФ восстанавливается исходный вид сигнала.

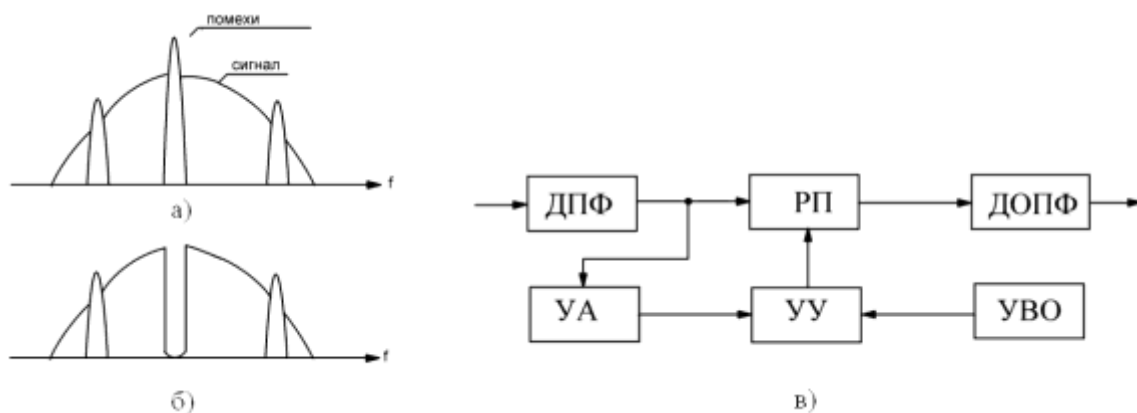


Рисунок 5. Структура алгоритма с определением максимального значения спектральных составляющих.

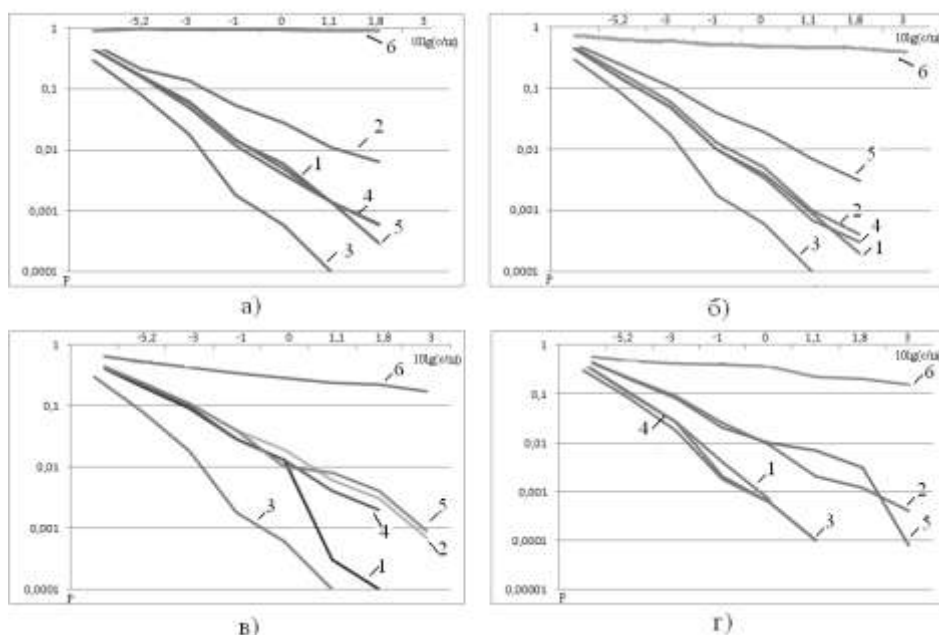


Рисунок 6. Зависимость вероятности ошибки от помеховой обстановки.

Эффективность алгоритмов исследовалась при разных значениях отношения сигнал/шум и различном количестве узкополосных помех. Результаты исследований представлены в виде зависимости вероятности ошибки принимаемого сигнала от отношения сигнал/шум и при наличии одной помехи (рис. 6).

Режекция помех производилась на частотах с отклонением 5% (рис. 6.а), 10% (рис. 6.б), 15% (рис. 6.в), 30% (рис. 6.г) относительно несущей частоты сигнала. Для анализа эффективности алгоритмов приведены зависимости вероятности ошибки принимаемого сигнала без подавления помех (кривые 6) и при отсутствии помех (кривые 3).

Из полученных результатов следует, что наиболее эффективными являются алгоритмы с определением максимального значения спектра (кривые 1) и адаптивным порогом (кривые 5), т.к. позволяют получить минимальное значение вероятности ошибки.

Худшими характеристиками обладает алгоритм, учитывающий скорость изменения спектра (кривые 2), т. к. спектр имеет неравномерный характер огибающей, что приводит к необходимости учета формы спектра и дополнительным ошибкам при его анализе.

Оценка эффективности алгоритма с интерполяцией огибающей (кривые 4) требует дополнительного анализа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Суранов А.Я. LabVIEW Справочник по функциям. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 512 с.

СЕКЦИЯ

«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»

Председатель – к.т.н., доцент Попов Владимир Михайлович

Секретарь – к.т.н., доцент Чигвинцев Андрей Алексеевич

АКТУАЛЬНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ АДАПТИВНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Соколов О.А.

sokolov_o_a@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

На основе теоретических выкладок по упрощенным условиям создания и функционирования систем адаптивного управления динамическими системами осуществляется решение задачи обеспечения устойчивости и управляемости самолета в пилотажном контуре на этапе захода на посадку.

Недостаточный учет аспектов человеческого фактора на этапах проектирования систем автоматического управления и эксплуатации систем управления продолжает оставаться одной из основных причин снижения уровня безопасности полетов. При этом штатные системы автоматического управления на основных режимах полета самолета позволяют обеспечить требуемые его характеристики устойчивости и управляемости. Однако на режиме ручного управления летательным аппаратом в условиях недостаточности опыта летчика по пилотированию в области околокритических режимов полета зачастую возникают проблемы. Например:

14 сентября 2008 года катастрофа рейса SU821, выполняемого самолётом Боинг 737-500 российской авиакомпании «Аэрофлот-Норд» из Москвы в Пермь. При заходе на посадку в аэропорту «Большое Савино» пилоты действовали неадекватно, не выполняя распоряжения диспетчера, при этом экипаж отрицал наличие проблем на борту. На последних минутах полёта второй пилот, не справляясь, передал управление командиру; самолёт находился в состоянии прерванного захода на посадку. Командир воздушного судна, неверно считав показания приборов (авиагоризонта), в 5:09:14 по местному времени совершил фатальный манёвр по крену, после чего самолёт

выполнил «бочку» и вошёл в неуправляемое пикирование. На скорости около 470 км/час лайнер врезался в землю;

12.09.2012 г. в р-не н.п. Палана Камчатского края произошло авиационное происшествие с самолетом Ан-28 RA-28715, принадлежащий Петропавловск-Камчатскому авиапредприятию Камчатского МТУ ВТ ФАВТ. Причиной катастрофы самолёта Ан-28 RA-28715 явилось нарушение экипажем установленной схемы захода на посадку в аэропорту Палана, выразившееся в выполнении полёта вне маршрута подхода и преждевременном снижении до высоты ниже минимально безопасной при полёте в горной местности, в погодных условиях, исключающих устойчивый визуальный контакт с земными ориентирами, что привело к столкновению ВС со склоном горы, его разрушению и гибели экипажа и пассажиров [6].

В процессе предпосадочной подготовки к заходу на посадку КВС, помимо обычных операций, должен акцентировать внимание экипажа на следующих факторах:

- особенности автоматического захода на данном аэродроме;
- правильность установки частот, посадочного курса на навигационном приборе;
- вероятность перехода на дублирующую систему и изменение при этом минимума погоды;
- готовность к уходу на второй круг при выходе параметров полета за рамки ограничений РЛЭ;
- порядок перехода от автоматического режима к штурвальному и обратно;
- распределение внимания экипажа при контроле над параметрами захода [4].

Автоматический заход на посадку в значительной степени разгружает экипаж от пилотирования самолета. В этих условиях одним из путей решения задачи автоматизации управления ЛА является применение на его борту адаптивной системы автоматического управления (АСАУ).

Одним из путей решения данной задачи видится использование адаптивной системы автоматического управления (САУ), способной обеспечить устойчивость и управляемость самолета в рассматриваемом случае. Достаточно проработанной в теоретическом плане является система, построенная по схеме «эталонная модель + идентификатор» с использованием упрощенных условий адаптируемости [2]. Пусть объект управления (ОУ) описывается следующим матричным дифференциальным уравнением:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + f, \quad x(t_0) = x_0, \quad (1)$$

где $x \in R^n$ – непосредственно измеряемый вектор состояния ОУ; $u \in R^m$ – вектор управления (в дальнейшем – закон управления); f – вектор неконтролируемых внешних возмущений; A, B – матрицы неизвестных параметров ОУ с размерностями $n \times n, m \times n$ соответственно; \dot{x} – непосредственно измеряется или аналитически вычисляется по $x(t)$.

Адаптивная система должна формировать такой закон управления, чтобы ОУ вел себя подобно эталонной модели (ЭМ), которая задана неявным образом в виде следующего дифференциального уравнения:

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m u_m, \quad x_m(t_0) = x_0, \quad (2)$$

где x_m – вектор состояния модели; u_m – ограниченное по норме входное воздействие модели; размерности соответствуют уравнению (1); A_m и B_m – матрицы параметров модели в общем случае переменные по времени, причем оператор A_m – асимптотически устойчивый.

Введем следующие определения, которыми будем оперировать в дальнейшем:

– настраиваемая модель, на основе наблюдений входных воздействий и выходных величин объекта прогнозирует состояние системы и изменяется в рекуррентных алгоритмах идентификации параметров математической модели; чем ближе параметры настраиваемой модели к параметрам объекта, тем точнее прогноз; для произвольной наблюдаемой строки j ОУ:

$$z_j = \dot{x}_j + \zeta_j = c_{1j}y_{1j} + c_{2j}y_{2j} + \dots + c_{(n+m)j}y_{(n+m)j} + \zeta_j + \xi_{xj}, \quad (3)$$

где ζ_j – ошибка измерения z_j .

– координатная ошибка, по которой будет оцениваться качество управления:

$$e = x - x_m. \quad (4)$$

Точное слежение ОУ за ЭМ можно обеспечить только тогда, когда выполнено условие полного соответствия моделей:

$$\text{rank} B = \text{rank}(B, A_m - A) = \text{rank}(B, B_m) = \text{rank}(B, f), \quad (5)$$

или, что тождественно

$$BB^+(A_m - A) = A_m - A; \quad BB^+B_m = B_m; \quad BB^+f = f, \quad (6)$$

где B^+ – псевдообратная матрица к B .

При выполнении условия (5) управление, которое назовем точным

$$u^* = B^+[(A_m - A)x + B_m u_m - f], \quad (7)$$

обеспечит асимптотические свойства ошибки адаптации.

По условию матрицы A , B и внешние возмущения f не измеряются, поэтому вместо (6) реальный закон управления будет в виде:

$$u = \hat{B}^+[(A_m - \hat{A})x + B_m u_m], \quad (8)$$

где \hat{A} и \hat{B} – оценки матриц A и B , доставляемые блоком текущей идентификации.

Для определения неизвестных параметров математической модели ОУ будем использовать алгоритм текущей идентификации типа стохастической аппроксимации – метод обучения, записанный в виде

$$\hat{C}_i = \hat{C}_{i-1} + \frac{k}{T} \frac{\varepsilon_i^T y_i}{y_i^T y_i}, \quad (9)$$

где $C^T \triangleq [A, B]$, $y^T \triangleq [x^T, u^T]$ – обобщенные векторы неизвестных параметров и переменных ОУ соответственно; k – скалярный коэффициент усиления алгоритма $0 < k \leq 1$; $\varepsilon \triangleq (z - \hat{A}x - \hat{B}u) = z - \hat{C}^T y$ – невязка идентификации; $z = \dot{x} + \zeta$ – измерение \dot{x} ; ζ – ошибка измерения (вычисления) производной; i – квантор времени с шагом Δt .

В работе [2] показано, что при выполнении условий, определенных выше как упрощенных:

- выполняется условие полного соответствия моделей (5);
- обеспечивается быстрая сходимость к нулю невязки идентификации с ее последующими диссипативными свойствами $\varepsilon \cong 0$;
- оценки b_{kl} удовлетворяют требованиям

$$\text{sign}(\hat{b}_{kl}) = \text{sign}(b_{kl}), \quad |\hat{b}_{kl}| > 0.5|b_{kl}|, \quad (k = 1, 2, \dots, n, l = 1, 2, \dots, m); \quad (10)$$

– шаг временной дискретизации достаточно мал в сравнении с временными масштабами основных процессов в системе управления;

– уравнение динамики координатной ошибки в замкнутой ЗУ (8) системе имеет вид:

$$\dot{e} - A_m e = K\varepsilon, \quad e(t_0) = 0, \quad \|K\| \ll \infty. \quad (11)$$

Дифференциальное уравнение (11) устойчивое с возмущением $K\varepsilon$, при $\varepsilon \rightarrow 0$ обеспечивает достижение цели адаптации: $e \rightarrow 0$.

Опыт исследований показывает, что практически любой рекуррентный алгоритм текущей идентификации с первых шагов обеспечивает сходимость ε в область, близкую к нулевой. При этом оценки параметров могут длительно сходиться к истинным значениям [5].

Сейчас мы можем смело утверждать, что новейшие разработки в современном самолетостроении учитывают повышенные требования к автоматизации режима захода на посадку и посадку воздушного судна в автоматическом режиме. Примером служит отечественная разработка самолета АКБ Сухого SSJ-100.

Сертификационные испытания с выполнением заходов, уходов на второй круг и посадок были проведены в полном объеме летом и осенью 2010 г – на

разных аэродромах, в том числе, в условиях бокового ветра, повышенных ТНВ и высокогорья (Ереван и Гюмри, август-сентябрь 2010 г). Во всех этих полётах участвовали российские эксперты – инженеры и пилоты Гос.НИИ ГА и СЦБО. Режимы выполнялись при наиболее критичных сочетаниях весов и центровок, как на двух моторах, так и с имитацией отказа критического двигателя (на разных этапах захода – до входа в глиссаду, на глиссаде, на ВПП, а также в момент «дачи газа» при уходе на второй круг). Никаких проблем с посадками в автоматическом и директорном режимах у самолёта нет.

Самолёт, сертифицированный по Cat-IIIА, отличается от сертифицированного по I-й и II-й категориям заходов (их всегда сертифицируют вместе), только одним – программным приложением, обеспечивающим работу САУ на конечном этапе захода – с высоты 100 футов, вплоть до касания поверхности ВПП. А до этой высоты законы управления САУ одинаковы. Поэтому, при определённых условиях (например, при некоторых отказах БРЭО), заход по Cat-III может автоматически перейти в заход по Cat-II и т.д. При этом штатное САУ обеспечивает выполнение следующих функциональных режимов:

- 1) автоматическое и директорное управление (функции «Автопилот» и «Пилотажный директор»);
- 2) автоматическое управление скоростью (функция «Автомат тяги») в режимах;
- 3) автоматический заход на посадку по категории Cat-IIIА;
- 4) функционал защиты по скорости, для выдерживания скорости полёта, рассчитанном для текущей конфигурации и условий полёта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы. М.: Высшая школа, 1989. – 263 с.
2. Круглов С.П. Вопросы идентификации систем управления со схемой «идентификатор + эталон»// Идентификация систем и задачи управления. Труды IV-ой международной конференции SICPRO`05 (25-28 января 2005г., Москва, ИПУ РАН).- М: ИПУ РАН, 2005. – С.1307-1348
3. Круглов С.П., Соколов О.А. Вопросы адаптивной автоматизации пилотирования многофункционального самолета// Тр. IX Междунар. Четаевской конф. (ИДСТУ) г. Иркутск. 2007 г. – С.113-125.
4. РЛЭ самолета Ту-154.
5. Соколов О.А., Круглов С.П. Сравнительный анализ алгоритмов текущей идентификации, возможных к применению в адаптивных системах автоматического управления // сборник научных трудов Иркутского ВВАИУ(ВИ), г. Иркутск, 2006, – С.169-176.
6. Межгосударственный авиационный комитет <http://www.mak.ru/>
7. Испытания на автоматическую посадку <http://superjet100.info/wiki:cat3a>

МОНОБЛОЧНЫЙ ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП С НАКАЧКОЙ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫМ ЛАЗЕРНЫМ ДИОДОМ

Задорожний С.П.¹, Ус Н.А.²

¹*SERGEJZADOPOZHNIJ@yandex.ru*, ²*UNA.2012@yandex.ru*

Кафедра автоматизации управления летательными аппаратами
(и вычислительных систем)

Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия имени
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина
(г. Воронеж)

Рассматривается перспектива развития лазерных гироскопов путем интеграции положительных качеств кольцевых газовых лазерных и волоконно-оптических гироскопов. Приводится конструктивно-технологическое решение моноблочного гироскопа треугольной формы изготовленного из органического стекла с накачкой полупроводниковым лазерным диодом. Для реализации двунаправленного режима излучения лазерного диода применяется дополнительный внешний оптический резонатор оригинальной формы изготовленный из того же материала, что и моноблок.

Существенную роль в развитии оптической интерферометрии в технике сыграло появление газовых лазеров – источников света с высокой временной и пространственной когерентностью. Существующие полупроводниковые лазерные излучатели по-прежнему уступают по параметру когерентности газовым лазерным системам, хотя дальнейшее развитие полупроводниковой технологии привело к существенному удешевлению изделий и росту их качественных характеристик. Тем не менее, низкокогерентная оптическая интерферометрия представляет быстроразвивающийся раздел интерференциальной оптики.

Интерферометрические датчики кольцевого типа с накачкой от лазерных источников излучения, реализующие эффект Саньяка, выполняют функции лазерных гироскопов и широко применяются в качестве датчиков угловых скоростей объекта, на котором они установлены. Спектр применения таких датчиков весьма широк: начиная от стабилизации в качестве объекта платформы в пространстве и заканчивая навигацией любых подвижных объектов. Современные объекты требуют от таких датчиков высокой стабильности параметров во времени, что с успехом реализуется в кольцевых лазерных структурах. Создание лазерных гироскопов позволило существенно упростить конструктивные решения навигационных систем и позволило создавать бесплатформенные инерциальные навигационные системы [1].

В лазерном гироскопе носителем информации об угловой скорости относительно инерциального пространства является электромагнитное излучение, параметры которого изменяются в зависимости от вектора угловой скорости вращения. Фактически, это квантовый прибор с кольцевым активным резонатором, в котором излучения распространяются навстречу друг другу и

выводятся на интерференционный оптический смеситель, на выходе которого образуется сигнал разностной частоты интерферирующих встречных волн [2].

Кольцевым резонатором является оптическая система, состоящая из трех или более отражателей, в которой траектория лазерного луча замкнута и лазерный луч, пройдя через все оптические элементы, замыкается сам на себя в плоскости резонатора. В настоящее время получили распространение моноблочные конструкции кольцевого газового лазера треугольной и четырехугольной схемы.

Лазерные датчики угловых скоростей по конструктивному признаку делятся на две большие группы:

- 1) газовые кольцевые лазеры: активный моноблочный, моноблочный со встроенным активным элементом;
- 2) полупроводниковые кольцевые лазеры волоконно-оптического типа. Данное положение отражено на рис.1.

К достоинствам первой конструктивной группы датчиков можно отнести: малые габариты и компактность конструктивного плана, высокий коэффициент чувствительности. Недостатки таких датчиков определяются, прежде всего, особенностью конструктивного решения газового лазера, дорогими применяемыми материалами (кварцевое стекло), сложностью технологии изготовления (создание активной газовой среды в замкнутом контуре, герметизация контура при юстировке системы), наличием высоковольтного источника питания и вытекающими отсюда последствиями.

Полупроводниковый волоконно-оптический гироскоп фактически является классическим интерферометром Саньяка, в котором круговой оптический контур заменен на катушку с оптическим волокном длиной 500-1500 м, намотанной на специальном каркасе. Активным излучателем является полупроводниковый лазер. В совокупности достигается приемлемая чувствительность датчика, небольшие массо-габаритные параметры, достаточно низкая потребляемая мощность, большой диапазон измеряемых угловых скоростей.

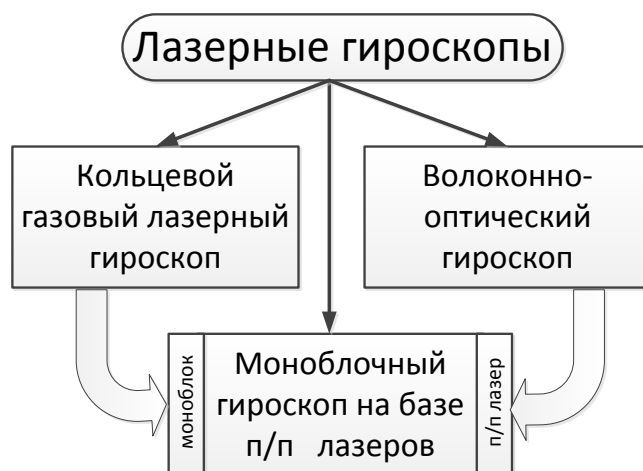


Рисунок 1. Классификация лазерных гироскопов.

Главный недостаток таких систем – низкокогерентный источник света, а также недостаточная жесткость конструкции и вытекающие отсюда временные нестабильности. Повышение временной стабильности в таких системах достигается за счет специальных дополнительных мер.

Очевидно, перспективной может быть схема, которая объединяла бы достоинства газовых и волоконно-оптических кольцевых интерферометров. Целесообразно создание кольцевой оптической конструкции в виде моноблока, например, треугольной формы, со сформированными внутри оптическими каналами для распространения оптического луча, и с активным полупроводниковым элементом в качестве источника низкокогерентного света (рис. 1).

Для улучшения качественных характеристик полупроводникового лазера предлагается использовать пассивный внешний оптический резонатор в виде полусферы или усеченной призмы, который реализует схему Фабри-Перо. Это позволит дополнительно скорректировать волновой фронт излучения полупроводникового лазера и обеспечить двунаправленное излучение в пассивном оптическом кольцевом резонаторе. При этом вся оптическая конструкция может быть реализована, например, на базе органического стекла без дополнительных условий на герметизацию оптических каналов моноблока. Данное положение определяет более простую технологию изготовления и низкий процент брака при равных параметрах временной стабильности гироскопа.

Данный методический и конструктивно-технологический подходы нашли свою проработку на патентном уровне. Описанное техническое решение кольцевого моноблочного интерферометра с низкокогерентным источником света в виде полупроводникового лазерного диода защищено патентами РФ [3, 4].

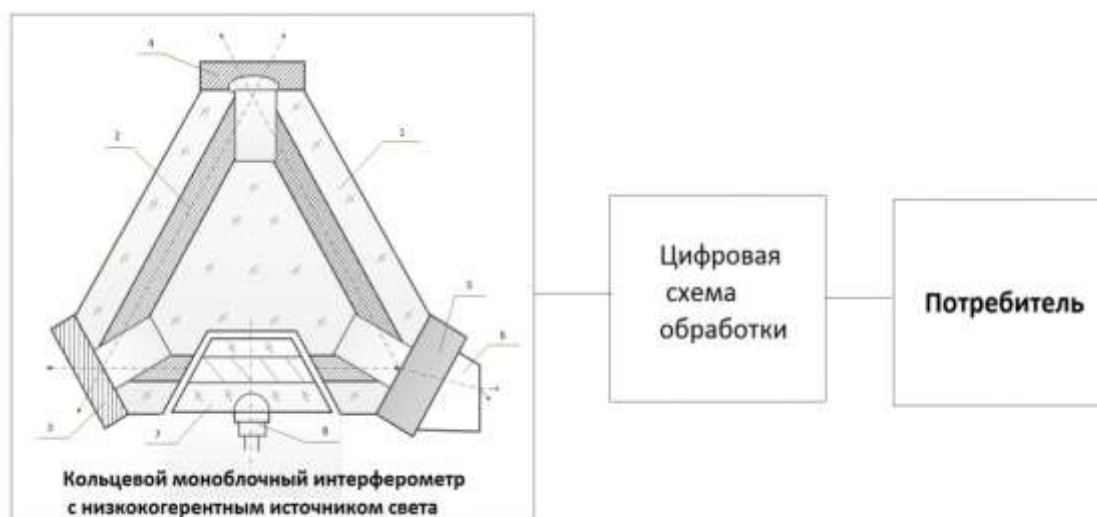


Рисунок 2. Конструктивно-технологическое решение моноблочного гироскопа с полупроводниковым лазерным диодом.

В конструктивно-технологическом плане разработка (рис. 2) отличается открытой кольцевой моноблочной схемой, в которой двунаправленный режим излучения лазерного диода реализуется внешним оптическим резонатором в виде усеченной призмы.

Предлагаемая конструкция устройства содержит: 1 – треугольный оптический моноблок; 2 – цилиндрические каналы; 3,4 – зеркала с высокой отражательной способностью; 5 – полупрозрачное зеркало; 6 – призму; 7 – дополнительный оптический резонатор; 8 – полупроводниковый лазер.

Треугольный оптический моноблок 1 может быть изготовлен из оптически прозрачного материала, в котором просверлены цилиндрические каналы 2. Оси этих каналов лежат в одной плоскости и образуют равносторонний треугольник, в вершинах которого расположены зеркала 3, 4 и 5. Зеркала 3 и 4 имеют отражательную поверхность с очень высокой отражательной способностью в диапазоне рабочих частот излучения, что достигается применением многослойного диэлектрического покрытия [2]. Зеркало 5 является полупрозрачным, благодаря чему осуществляется вывод лучистой энергии из контура для съема выходного сигнала. Поверхность отражающего зеркала 4 выполнена в виде участка сферы большого радиуса, что позволяет значительно упростить юстировку оптического контура моноблока 1.

В опытном образце моноблок был реализован из органического стекла с длиной оптического канала 50 мм. Система зеркал изготавливалась из оптического стекла КОИ-8 с напылением в вакууме пленок алюминия. Для создания ~10% пропускания оптического сигнала из контура моноблока обеспечивалась пленкой 0,7-0,8 мкм. Во всех других вариантах она превышала значение 1,5 мкм. Призма в интерферометрическом смесителе использовалась от известного преобразователя.

Устройство лазерного гироскопа работает следующим образом. При подаче низковольтного питания на лазерный диод 8 последний генерирует многомодовое излучение. Для нормального функционирования заявляемого устройства целесообразно, чтобы излучение было максимально близко к одномодовому. Дополнительный оптический резонатор 7 фактически является пассивным резонатором Фабри-Перо. Его конструкция позволяет сформировать узконаправленное и двухстороннее излучение от лазерного диода 8 в горизонтальном оптическом канале. Фактически имеет место почти плоский волновой фронт, а само излучение является узконаправленным и двухсторонним.

Данное излучение системой зеркал 3, 4, 5 юстируется таким образом, чтобы световой луч беспрепятственно двигался по замкнутому контуру, образованному тремя цилиндрическими каналами 2. В итоге, в контуре циркулируют во взаимно-противоположных направлениях электромагнитные поля излучения лазерного диода 8 и при отсутствии изменяющейся абсолютной угловой скорости устанавливается система стоячих волн. Среднее угловое положение узлов и пучностей этой системы координат не изменяется при

отсутствии вращения контура (моноблока 1) вокруг своей оси, перпендикулярной к его плоскости, что объясняется присутствием частот излучений, распространяющихся в разные стороны по оптическому контуру.

Для съема выходного сигнала лазерного датчика угловых скоростей (лазерного гироскопа) полупрозрачным зеркалом 5 и призмой 6 встречные лучи выводятся из контура под малым углом друг к другу. Образующая при этом интерференционная картина, представляющая собой интерференционные полосы, следующие друг за другом с определенной разностью частот, фиксируется фотоприемником, входящим в систему обработки информационного сигнала от лазерного гироскопа. На его выходе получается электрический сигнал переменного тока. Как правило, система обработки реализует преобразование типа «частота-код». Частота этого тока пропорциональна измеряемой абсолютной угловой скорости вращения моноблока 1 вокруг своей оси. Фазовая составляющая частоты выходного сигнала указывает на направление угловой скорости вращения. В совокупности обеспечивается цифровая обработка информационного сигнала гироскопа в интересах потребителя.

Конструктивно-технологическое решение двух вариантов внешних оптических резонаторов показано на рисунке 3. Образцы изготавливались из органического стекла. Внешняя поверхность оптических резонаторов покрыта светоотражающим покрытием, толщина которого создает полное внутреннее отражение в его объеме электромагнитной волны лазера. В экспериментальных образцах толщина пленки алюминия составляла 1,5-2,0 мкм, что позволяло использовать рабочую длину лазерного диода равной 1,5 мкм.

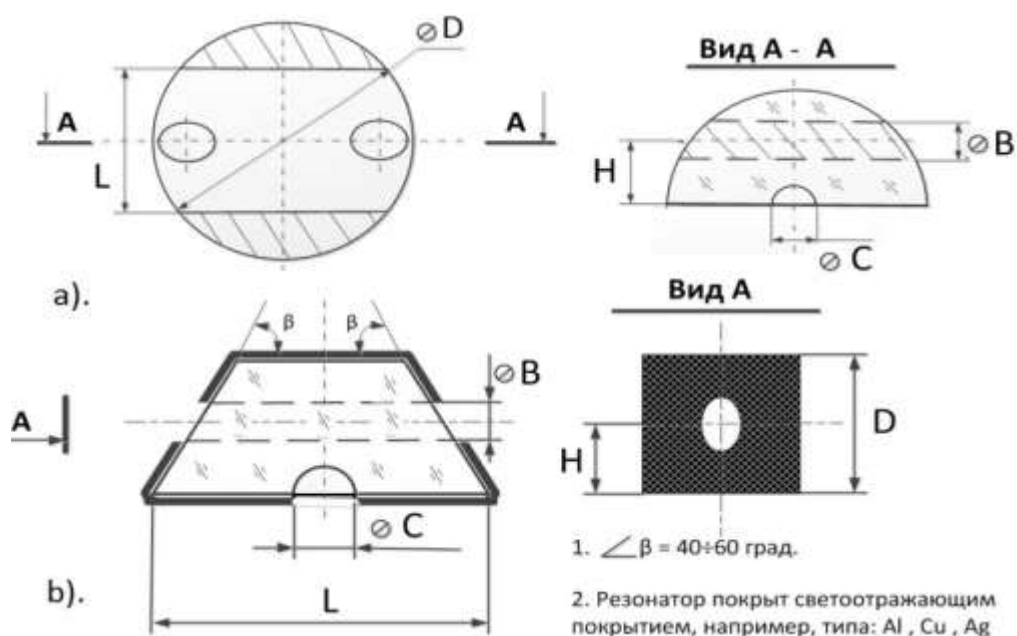


Рисунок 3. Конструктивно-технологическое решение внешних оптических резонаторов: а) симметрично усеченная полусфера, в) усеченная призма.

Следует заметить, что при вакуумном напылении покрытия имели место трудности с нагреванием объекта. При этом рабочая температура не превышала 95 С⁰, но прочность пленки была достаточна для испытаний.

Исследования опытного образца при использовании полупроводникового лазерного диода типа LFO – 525 на рабочей длине излучения 1,5 мкм позволяют говорить о применении такого типа изделия в навигационных системах средней точности при достаточно низкой себестоимости продукции такого типа.

В дополнении следует отметить возможность масштабирования размеров моноблока в гироскопе, что позволяет варьировать его точностными параметрами, определяя оптимальным показателем «цена-качество» изделия.

Ретроспективный анализ развития и совершенствования лазерных гироскопов в интересах навигации показывает, что перспектива их развития определяется интеграцией достоинств кольцевых газовых лазерных конструкций и волоконно-оптических систем по пути использования в качестве кольцевого волновода моноблочной конструкции, а в качестве источника когерентного излучения – полупроводниковый лазерный диод с дополнительным внешним резонатором. Это позволит реализовать приемлемые выходные характеристики гироскопа при низких затратах на конструкционные материалы и упрощенной технологией изготовления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бабич О.А. Авиационные приборы и навигационные системы. – М.: ВВИА, 1981. – 648 с.
2. Байбородин Ю.В. Основы лазерной техники. 2-е изд., перераб. и доп. – Киев: Выш. школа. Головное изд-во, 1988. – 388 с.
3. Ус Н.А. Пат. 2488773 Российская Федерация, МПК G01N. Лазерный гироскоп [Текст] / заявитель и патентообладатель ФГОУ ВПО «Военный авиационный инженерный университет» (г. Воронеж) (RU). – №2011144273; заявл. 01.07.2011; опубл. 27.07.2013, Бюл. № 21. – 10 с.: ил.
4. Ус Н.А. Решение о выдаче патента от 17.01.2013, МПК G01N. Лазерный гироскоп [Текст] / заявитель и патентообладатель ФГОУ ВПО «Военный авиационный инженерный университет» (г. Воронеж) (RU). – №2011152926; заявл. 23.12.2011.

АДАПТИВНЫЕ АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМИ ДВИЖЕНИЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ

Диль В.Ф., Матвеев В.Н.

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Обосновывается концепция построения нелинейной системы автоматического управления ЛА на основе принципа симметрии, рассмотрен алгоритм управления вращательным движением по ускорениям, рассмотрена структура построения контура управления вращательным движением на основе обратных задач динамики.

Задача синтеза систем автоматического управления для нелинейных объектов остается актуальной. Большинство применяемых на практике подходов теории управления опираются на линеаризованные математические модели ЛА, что адекватно большинству режимов полета [1, 2]. Однако на некоторых режимах полета такая подмена недопустима ввиду существенного отличия свойств реального объекта от его математического аналога.

Одним из методов, позволяющим выполнить синтез системы управления для нелинейных объектов является метод, основанный на концепции обратных задач динамики (ОЗД), глубоко разработанный П.Д. Крутько и другими видными учеными нашей страны.

Сущность обратной задачи динамики сводится к нахождению управляющих сил и моментов, под действием которых объект будет двигаться по назначенной траектории. Утверждается, что использование методов ОЗД позволяет осуществить синтез САУ для нелинейных объектов и при этом синтезированный закон управления является оптимальным в смысле реализации заданной траектории движения объекта [3].

Предлагается подтвердить данное утверждение на основе синтеза вращательного движения неманевренного самолета.

Вращательное движение ЛА описывается в связанной системе координат (СК) динамическими уравнениями Эйлера:

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

где $m_1(\omega) = 0$, $m_2(\omega) = -c_2 \omega_2 - K_{дв} \omega_3$, $m_3(\omega) = -c_3 \omega_3 + K_{дв} \omega_2$, M_s – управляющие моменты; $m_s(\omega)$ – суммарные моменты, характеризующие изменение кинетической энергии вращающихся частей авиадвигателя и влияние диссипативных сил, $s=1..3$.

Аэродинамические моменты зависят от аэродинамической компоновки

ЛА, состава органов механизации крыла, планера и силовой установки. В частности, для самолёта ИЛ-76М можно принять [4]

$$M_{a.св} = qSL \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix}, \quad (2)$$

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

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x^{\delta_3} \delta_3 + m_x^\alpha \alpha + \frac{m_x^{\bar{\omega}_x} l \omega_1}{2V} + \frac{m_x^{\bar{\omega}_y} l \omega_2}{2V}, \\ m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_3} \delta_3 + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^\alpha \alpha + \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} l \omega_1}{2V} + \frac{m_y^{\bar{\omega}_y} l \omega_2}{2V}, \\ m_z &= m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_b} \delta_b + \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}) l \omega_3}{2V}, \end{aligned} \quad (3)$$

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

Алгоритмы управления вращательным движением неманёвренного ЛА синтезируются методом обратных задач динамики в сочетании с оптимизацией системы (1) по локальным функционалам, характеризующим энергию движения [5]. Из задачи синтеза ЗУ вращательного движения вытекают задачи синтеза траекторного движения самолета.

Основные этапы построения методики синтеза алгоритмов сводятся к следующему:

1) динамические характеристики проектируемой системы назначаются с помощью эталонных моделей для каждой степени свободы, получаемые как отклик на «скачок» рулей объекта;

2) структура алгоритмов управления и их параметры выбираются из условия отслеживания с необходимой точностью фазовых траекторий эталонных моделей вращательного движения;

3) при этом 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.

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 [3, 5, 6];

2) синтез алгоритмов управления по ускорениям и старшим производным [5].

Применительно к задаче управления вращательным движением ЛА исследования проводились только в первом направлении [3].

Алгоритм управления вращательным движением по ускорениям

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 $\omega_s^*(0)$ 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:

$$\ddot{\omega}_s^* + \gamma_{s_1} \dot{\omega}_s^* + \gamma_{s_0} \omega_s^* = \gamma_{s_0} \omega_s^0, s = 1, 2, 3 \quad (4)$$

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:

$$G(M) = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 [\dot{\omega}_s^* - \dot{\omega}_s(t, M(\delta_i))]^2, \quad (5)$$

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

Наиболее просто сформулированная задача синтеза решается, если в качестве управляющих функций выбирать не отклонения рулей δ_i ЛА, а управляющие моменты M_s . Тогда на первом этапе синтезируются законы управления $M_s(\omega)$, а затем из выражений (2), (3) 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

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

Согласно (5) компоненты градиента в (6) равны:

$$\frac{\partial G(M)}{\partial M_j} = -(\dot{\omega}_j^* - \dot{\omega}_j), j = 1, 2, 3. \quad (7)$$

Отсюда следует, что

$$\dot{M}_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj} (\dot{\omega}_j^* - \dot{\omega}_j), \quad (8)$$

или после интегрирования по времени обеих частей

$$M_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj} (\omega_j^* - \omega_j), \quad (9)$$

где требуемые значения угловой скорости ω_j^* вычисляются из (4), структура матрицы $R = \|r_{sj}\|$ определяется характером перекрестных связей по ω_j в (3):

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & 0 \\ r_{21} & r_{22} & 0 \\ 0 & 0 & r_{33} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Если $R=R^T > 0$, то $\dot{G}(M) < 0$ и замкнутая регулятором система (1) асимптотически устойчива по Ляпунову [5]: $\dot{\omega}^*(t) - \dot{\omega}(t) \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$.

Управляющие воздействия δ_i определяются из уравнений (2), (3), (9):

$$\begin{aligned} \delta_b &= \frac{1}{\tilde{m}_z^{\delta_b}} (r_{33} \omega_3^* - (r_{33} + \tilde{m}_z^{\omega_z}) \omega_3 - m_{z_0} - m_z^\alpha \alpha), \\ \delta_3 &= \frac{A_y - m_y^{\delta_h} A_x}{\tilde{m}_y^{\delta_3} - \tilde{m}_x^{\delta_3} \tilde{m}_y^{\delta_h}}, \\ \delta_h &= \frac{1}{\tilde{m}_x^{\delta_h}} (A_x - m_x^{\delta_3} \delta_3), \end{aligned} \quad (11)$$

где $\tilde{m}_{z_0} = qSb_a m_{z_0}$, $\tilde{m}_z^\alpha = qSb_a m_z^\alpha$, $\tilde{m}_z^{\omega_z} = qSb_a \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}) l}{2V}$, $\tilde{m}_z^{\delta_b} = qSb_a m_z^{\delta_b}$, $\tilde{m}_y^\beta = qSlm_y^\beta$

$$, \tilde{m}_y^\alpha = qSlm_y^\alpha, \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x} = \frac{qSl^2}{2V} m_y^{\bar{\omega}_x}, \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y} = \frac{qSl^2}{2V} m_y^{\bar{\omega}_y}, \tilde{m}_y^{\delta_3} = qSlm_y^{\delta_3},$$

$$\tilde{m}_y^{\delta_h} = qSlm_y^{\delta_h}, \tilde{m}_x^\beta = qSlm_x^\beta, \tilde{m}_x^\alpha = qSlm_x^\alpha, \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x} = \frac{qSl^2}{2V} m_x^{\bar{\omega}_x},$$

$$\tilde{m}_x^{\bar{\omega}_y} = \frac{qSl^2}{2V} m_x^{\bar{\omega}_y}, m_x^{\delta_3} = qSlm_x^{\delta_3}, \tilde{m}_x^{\delta_h} = qSlm_x^{\delta_h},$$

$$A_x = r_{11} \omega_1^* + r_{12} \omega_2^* - (r_{11} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x}) \omega_1 - (r_{12} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_y}) \omega_2 - \tilde{m}_x^\beta \beta - \tilde{m}_x^\alpha \alpha,$$

$$A_y = r_{21} \omega_1^* + r_{22} \omega_2^* - (r_{21} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x}) \omega_1 - (r_{22} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y}) \omega_2 - \tilde{m}_y^\beta \beta - \tilde{m}_y^\alpha \alpha.$$

Углы атаки и скольжения определяются из кинематических уравнений поступательного движения ЛА (из траекторного контура управления)

$$\alpha = -\arctg \frac{V_y}{V_x}, \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{V}, \quad V = (V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}},$$

и характеризуют связь силовых и моментных характеристик ЛА в связанной СК

(в линеаризованных уравнениях движения $\alpha = \frac{gT_\theta}{V_0} n_y$, $\beta = \frac{gT_\psi}{V_0} n_z$, где постоянные времени $T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha}$, $T_\psi = \frac{1}{a_z^\beta}$ определяют манёвренные свойства ЛА в продольной и боковой плоскостях). Для пилотажного контура величины углов α , β являются задающими воздействиями.

Алгоритмы управления вращательным движением по ускорениям и старшим производным

Синтез алгоритмов управления по ускорениям и старшим производным можно осуществить двумя способами:

- 1) на основе минимизации локального функционала энергии по первым производным от ускорений;
- 2) на основе минимизации локального функционала энергии по дифференциальной схеме [6].

В обоих случаях динамические уравнения Эйлера (1) необходимо представить в форме, аналогичной виду эталонной модели (4), то есть продифференцировать векторное уравнение (1) по времени:

$$\begin{bmatrix} I_1 \ddot{\omega}_1 \\ I_1 \ddot{\omega}_2 \\ I_1 \ddot{\omega}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_3 - I_2)(\dot{\omega}_2 \omega_3 + \omega_2 \dot{\omega}_3) \\ (I_1 - I_3)(\dot{\omega}_1 \omega_3 + \omega_1 \dot{\omega}_3) \\ (I_3 - I_2)(\dot{\omega}_1 \omega_2 + \omega_1 \dot{\omega}_2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{m}_1(\omega) + \dot{M}_1 \\ \dot{m}_2(\omega) + \dot{M}_2 \\ \dot{m}_3(\omega) + \dot{M}_3 \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где $\dot{m}_1(\omega) = 0$, $\dot{m}_2(\omega) = -K_{дв} \dot{\omega}_3 - c_2 \dot{\omega}_2$, $\dot{m}_3(\omega) = K_{дв} \dot{\omega}_2 - c_3 \dot{\omega}_3$,

$$\dot{\omega}_2 \omega_3 + \omega_2 \dot{\omega}_3 = \left(\frac{m_2(\omega) + M_2}{I_2} + \frac{m_3(\omega) + M_3}{I_3} \right) + \left(\frac{I_1 - I_2}{I_3} \omega_2^2 + \frac{I_3 - I_1}{I_2} \omega_3^2 \right) \omega_1,$$

$$\dot{\omega}_1 \omega_3 + \omega_1 \dot{\omega}_3 = \left(\frac{m_1(\omega) + M_1}{I_1} + \frac{m_3(\omega) + M_3}{I_3} \right) + \left(\frac{I_1 - I_2}{I_3} \omega_1^2 + \frac{I_2 - I_3}{I_1} \omega_3^2 \right) \omega_2,$$

$$\dot{\omega}_1 \omega_2 + \omega_1 \dot{\omega}_2 = \left(\frac{m_1(\omega) + M_1}{I_1} + \frac{m_2(\omega) + M_2}{I_2} \right) + \left(\frac{I_3 - I_1}{I_2} \omega_1^2 + \frac{I_2 - I_3}{I_1} \omega_2^2 \right) \omega_3.$$

Система уравнений (12) после ряда преобразований приводится к виду

$$\ddot{\omega} + C\dot{\omega} + A(\omega)\omega = u, \quad (13)$$

где $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ – вектор угловых скоростей в связанной СК;

$u = BM + DM$ – вектор управляющих воздействий; $B = \text{diag}(I_1^{-1}, I_2^{-1}, I_3^{-1})$,

$$D = \begin{bmatrix} 0 & \frac{I_2 - I_3}{I_1 I_2} & \frac{I_2 - I_3}{I_1 I_3} \\ \frac{I_3 - I_1}{I_1 I_2} & 0 & \frac{I_3 - I_1}{I_2 I_3} \\ \frac{I_1 - I_2}{I_1 I_3} & \frac{I_1 - I_2}{I_2 I_3} & 0 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{c_2}{I_2} & \frac{K_{дв}}{I_2} \\ 0 & -\frac{K_{дв}}{I_3} & \frac{c_3}{I_3} \end{bmatrix},$$

$$A(\omega) = \begin{bmatrix} A(\omega_2, \omega_3) & \left(\frac{K_{дв}}{I_3} - \frac{c_2}{I_2}\right) \frac{I_3 - I_2}{I_1} & \left(-\frac{K_{дв}}{I_2} - \frac{c_3}{I_3}\right) \frac{I_3 - I_2}{I_1} \\ 0 & A(\omega_1, \omega_3) & -\frac{c_3}{I_3} \frac{I_1 - I_3}{I_2} \\ 0 & -\frac{c_2}{I_2} \frac{I_2 - I_1}{I_3} & A(\omega_1, \omega_2) \end{bmatrix},$$

$$A_1(\omega_2, \omega_3) = \frac{I_3 - I_2}{I_1} \left(\frac{I_1 - I_2}{I_3} \omega_2^2 + \frac{I_3 - I_1}{I_2} \omega_3^2 \right),$$

$$A_2(\omega_1, \omega_3) = \frac{I_1 - I_3}{I_2} \left(\frac{I_1 - I_2}{I_3} \omega_1^2 + \frac{I_2 - I_3}{I_1} \omega_3^2 + \frac{K_{дв}}{I_3} \right),$$

$$A_3(\omega_1, \omega_2) = \frac{I_2 - I_1}{I_3} \left(\frac{I_3 - I_1}{I_2} \omega_1^2 + \frac{I_2 - I_3}{I_1} \omega_2^2 - \frac{K_{дв}}{I_2} \right).$$

Алгоритм управления вращательным движением на основе минимизации локального функционала энергии по первым производным от ускорений

Формулировка задачи управления вращательным движением ЛА в этом случае идентична.

Для объекта (13), состояние которого в начальный момент времени $t = t_0 = 0$ характеризуется значениями $\omega_s(0), \dot{\omega}_s(0)$ ($s = 1, 2, 3$), требуется синтезировать такие алгоритмы управления рулями самолета $\delta_i = \delta_i(\omega_s)$ ($i = э, н, в$), при которых система (13) переходит из состояния $\omega_s(0)$ в новое состояние ω_s^0 и находится в этом состоянии бесконечно долго. При этом необходимо обеспечить слежение с требуемой точностью траектории вращательного движения за эталонной моделью (4).

Степень приближения процессов будем определять функционалом

$$G(M, \dot{M}) = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 [\ddot{\omega}_s^*(t) - \ddot{\omega}_s(t, M(\delta_i), \dot{M}(\delta_i))]^2, \quad (14)$$

величина которого представляет собой мгновенное значение нормированной по моментам инерции энергии вторых производных управляемых переменных ω_s . Задачу организации следящих контуров будем решать через получение приближенных решений, минимизирующих локально функционал (14) ($\ddot{\omega}_s^*(t) \rightarrow \ddot{\omega}_s$) по схеме простого градиента

$$\ddot{M}_s = \frac{d\dot{M}_s}{dt} = - \sum_{j=1}^3 r_{sj} \frac{\partial G(M, \dot{M})}{\partial \dot{M}_j}, \quad r_{sj} = const, \quad s = 1 \dots 3. \quad (15)$$

Согласно (13), (14) компоненты градиента равны

$$\frac{\partial G(M, \dot{M})}{\partial \dot{M}_j} = b_j(\ddot{\omega}_j^*(t) - \ddot{\omega}_j(t, M, \dot{M})), \quad (16)$$

где $b_j = I_j^{-1}$ — диагональные элементы матрицы B .

Тогда формула (15) в векторной форме запишется в виде

$$\ddot{M} = -RB(\ddot{\omega}^* - \ddot{\omega}), \quad R = \|r_{sj}\|. \quad (17)$$

Последовательно дважды интегрируя обе части выражения (16) по времени, в результате получим законы управления моментами $M_s(\omega)$ по каждой степени свободы

$$M = -RB(\omega^* - \omega), \quad R = \|r_{sj}\| \quad (18)$$

и динамической системой (13), определяющей вращательное движение ЛА в связанной СК

$$u = B\dot{M} + DM = -RB[B(\dot{\omega}^* - \dot{\omega}) + D(\omega^* - \omega)]. \quad (19)$$

В формулах (18), (19) эталонный процесс определяется выражением (4), записанным в векторной форме

$$\ddot{\omega}^* + \Gamma_1 \dot{\omega}^* + \Gamma_0 \omega^* = \Gamma_0 \omega^0, \quad (20)$$

где $\Gamma_1 = \text{diag}\{\gamma_{s_1}\}$, $\Gamma_0 = \text{diag}\{\gamma_{s_0}\}$, через параметры $\gamma_{s_1}, \gamma_{s_0}$ задаются требуемые показатели качества переходных процессов.

Законы управления рулями ЛА определяются из формул (2), (3), (18) и имеют вид (11), если в данных уравнениях выполнить замену коэффициентов усиления r_{sj} на приведенные по моментам инерции коэффициенты $\bar{r}_{sj} = r_{sj} I_j^{-1}$, $s = 1, 2, 3$.

Таким образом, формулы (18) – (20), (11) определяют первую форму алгоритмов управления угловыми движениями ЛА (13) по величинам старших производных.

Алгоритм управления вращательным движением на основе минимизации локального функционала энергии по дифференциальной схеме

Формулировка задачи управления для данного случая описана в работе [6].

Пусть в начальный момент времени $t=0$ состояние системы (13) характеризуется значениями $\omega_s(0) = \omega_{s0}$, $\dot{\omega}_s(0) = \dot{\omega}_{s0}$. Требуется найти такие управления $u_s = u_s(\omega, \dot{\omega})$, которые переводят систему (13) из произвольного начального состояния в окрестность точки $\omega_s = \omega_s^0 = \text{const}$, $\dot{\omega}_s = 0$ и удерживают ее в этой окрестности бесконечно долго.

В задаче синтеза алгоритмов управления в реальном (ускоренном) масштабе времени (совмещенного синтеза) $\omega_s^0 = \omega_s^0(t_i)$ постоянные на каждой

длине оптимизации $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ значения угловых скоростей определяют заданную фигуру вращения. Поэтому условие $\dot{\omega}_s = 0$ должно выполняться не на всем интервале $[t_0, t_k]$, а на отдельных его участках Δt .

Необходимо при этом, чтобы в процессе перехода $\omega_s(t) \rightarrow \omega_s^0$ управляемые угловые скорости с требуемой точностью следовали за решениями $\omega_s^*(t) \rightarrow \omega_s^0$ эталонного движения (4) с теми же начальными условиями, что для динамического объекта (13).

Структура алгоритма определяется по методу обратных задач динамики с использованием принципа управления по ускорениям: движение системы (13) из произвольного начального состояния будет происходить по предписанной траектории $\{\omega_s^*, \dot{\omega}_s^*\}$, если для каждого $t \geq 0$ выполняются равенства $\ddot{\omega}_s = \ddot{\omega}_s^*$. Точное выполнение равенств приводит к алгоритму компенсационного типа через формирование управляющих функций $u^* = BM^* + DM^*$, которые создают движение, соответствующее эталонным моделям с ускорениями (20). Практическое применение такого алгоритма ограничено ситуациями, когда параметры объекта (13) известны и остаются неизменными. При изменении параметров объекта в широких пределах замкнутая таким регулятором нелинейная система (13) может оказаться неустойчивой.

Эффективный алгоритм управления может быть построен через организацию следящих контуров по ускорениям. Для этого выпишем локальный функционал качества

$$G(u) = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 [\ddot{\omega}_s^*(t) - \ddot{\omega}_s(t, u(\delta_i))]^2 \quad (21)$$

и минимизируем его, используя простой градиентный метод

$$\dot{u}_s = \frac{du_s}{dt} = - \sum_{j=1}^3 r_{sj} \frac{\partial G(u)}{\partial u_j}, \quad r_{sj} = const, \quad s = 1 \dots 3. \quad (22)$$

Согласно (2.7), (2.8) компоненты градиента равны

$$\frac{\partial G(u)}{\partial u_j} = (\ddot{\omega}_j^*(t) - \ddot{\omega}_j(t, u)),$$

В результате после дифференцирования по времени получим закон управления, который в векторной форме имеет вид

$$u = -R(\dot{\omega}^* - \dot{\omega}), \quad R = \|r_{sj}\|. \quad (23)$$

Окончательно алгоритм управления объектом (2.7), записанный в дифференциальной форме, определится формулой

$$BM + DM = -R(\dot{\omega}^* - \dot{\omega}), \quad (24)$$

и уравнениями эталонной модели (20).

Численно интегрируя дифференциальное уравнение (24) по времени с

начальными условиями $M_s(0) = M_{s0}$ находим моменты $M_s(\omega)$ в каждом канале управления угловыми скоростями вращательного движения ЛА.

Затем из равенства $M(\omega) = M_{a.cв}$ определяем требуемые законы управления аэродинамическими рулями ЛА:

$$\begin{aligned} \delta_B &= \frac{1}{\tilde{m}_z^{\delta_B}} (M_3 - \tilde{m}_{z_0} - \tilde{m}_z^\alpha \alpha - \tilde{m}_z^{\omega_z} \omega_3), \\ \delta_H &= \frac{\tilde{m}_y^{\delta_3} B_x - \tilde{m}_x^{\delta_3} B_y}{\tilde{m}_y^{\delta_3} \tilde{m}_x^{\delta_H} - \tilde{m}_x^{\delta_3} \tilde{m}_y^{\delta_H}}, \\ \delta_3 &= \frac{1}{\tilde{m}_x^{\delta_3}} (B_x - \tilde{m}_x^{\delta_H} \delta_H), \end{aligned} \quad (25)$$

где коэффициентам \tilde{m}_i^j была дана расшифровка в формуле (11),

$$B_x = M_1 - \tilde{m}_x^{\omega_x} \omega_1 - \tilde{m}_x^{\omega_y} \omega_2 - \tilde{m}_x^\beta \beta - \tilde{m}_x^\alpha \alpha,$$

$$B_y = M_2 - \tilde{m}_y^{\omega_x} \omega_1 - \tilde{m}_y^{\omega_y} \omega_2 - \tilde{m}_y^\beta \beta - \tilde{m}_y^\alpha \alpha.$$

Таким образом, формулы (20), (23) – (25) определяют вторую форму алгоритмов управления угловыми движениями ЛА (13) по величинам старших производных.

Задачей дальнейшего исследования является:

- 1) синтез алгоритмов управления по ускорениям и старшим производным;
- 2) определение диапазона изменения параметров ЛА и среды, в котором закон управления адаптивного регулятора отвечает заданным требованиям;
- 3) разработка контура траекторного управления на основе алгоритмов вращательного движения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 240 с.
2. Буков В.Н., Сизых В.Н. Метод и алгоритмы решения сингулярно-вырожденных задач аналитического конструирования регуляторов // Изв. АН. Теория и системы управления. – М.: 2001, №5. – С.43-61.
3. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. – М.: Машиностроение, 2004. – 576 с.
4. Техническое описание самолета ИЛ-76. Часть IV. Авиационное оборудование. – М.: Изд-во МО, 1974.
5. Прикладная теория управления / Под ред. А.А. Красовского. Таганрог: ТРТУ. М.: Энергоатомиздат. 1999. Т.1. – 711 с.
6. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. М.: Наука, 1987. – 230 с.

ВОПРОСЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА ТУ-204

Кивокурцев А.Л.
kivokurtsev_al@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассматриваются основные характеристики эффективности технической эксплуатации для некоторых отечественных и зарубежных самолетов. Анализируется эксплуатационная надежность ИКБО самолетов семейства Ту-204. Выделяется ряд систем с низким уровнем надежности, даются рекомендации по особенностям изучения и дальнейшей эксплуатации бортовых систем. Рассматриваются перспективы создания отказоустойчивых структур ИКБО, с возможностью их эксплуатации по состоянию систем.

1 ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЭКСПЛУАТАЦИИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

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

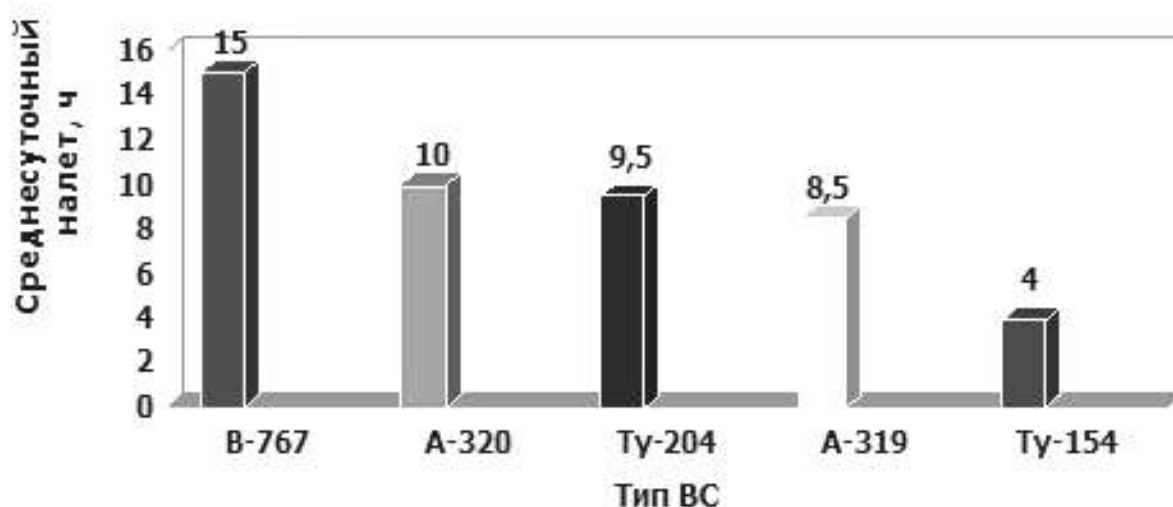


Рисунок 1. Среднесуточный налет воздушных судов.

Как следует из диаграммы, эффективность эксплуатации отечественных самолетов типа Ту-154 явно мала, она обеспечивает среднесуточный налет немногим более 4-х часов, при этом более четверти годового ресурса времени тратится на ремонтные работы. Среднесуточный налет самолета В-767 составляет около 15 часов. Эффективность эксплуатации самолетов типа А320 и Ту-204 имеет приблизительно одинаковый уровень. Некоторые российские авиакомпании доказали, что при наличии запасных конструктивно-функциональных модулей возможна эксплуатация самолета Ту-204-300 в период между периодическими видами ТО по 14 часов в сутки непрерывно на протяжении месяца, что является лучшим показателем по сравнению с А-320 [1, 2, 3].

2 АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ ИКБО ТУ-204

На основании материалов летно-технической конференции «Эксплуатация отечественной техники», проходившей в Минеральных Водах в 2010 году был произведен анализ отказов и неисправностей систем интегрированного комплекса бортового оборудования самолета ТУ-204 [3].

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

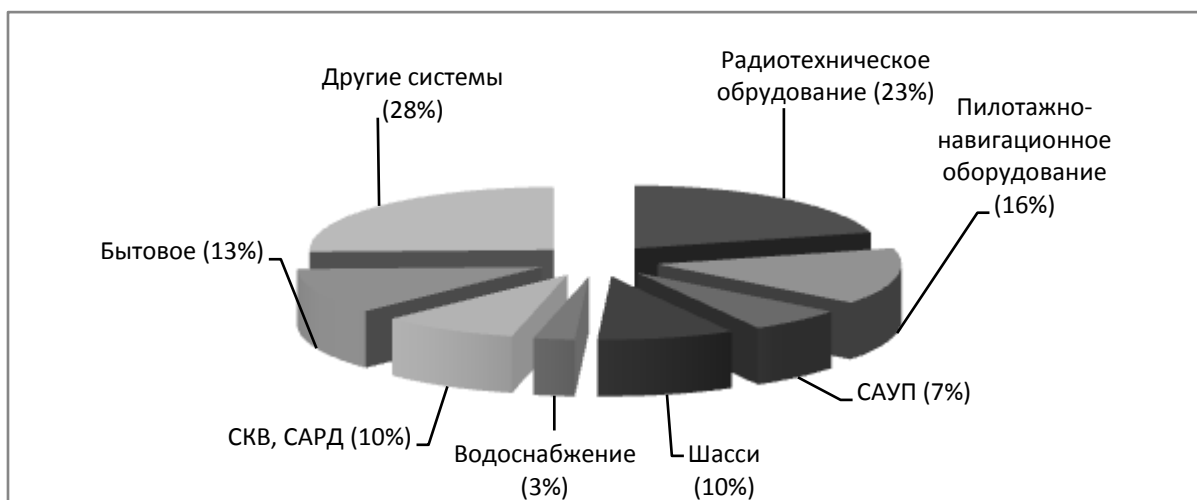


Рисунок 2. Анализ эксплуатационной надежности систем самолета Ту-204.

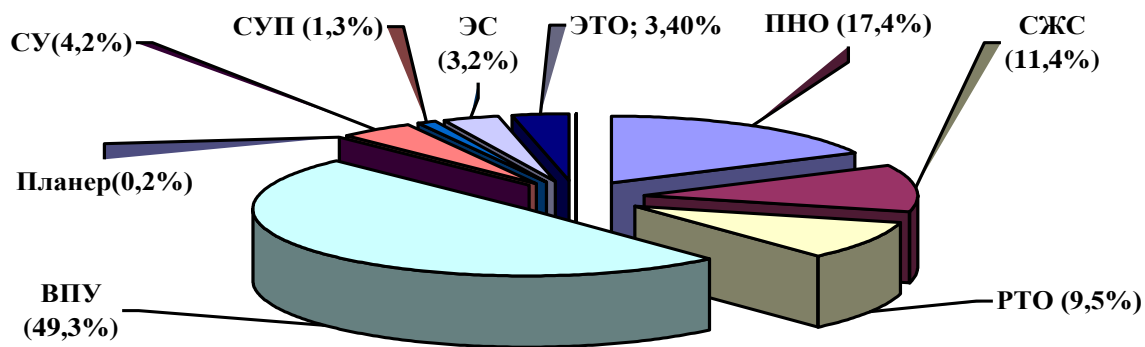


Рисунок 3. Распределение неисправностей по функциональным группам.

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

На рисунке выше введены следующие обозначения (рис. 3):

ПНО – пилотажно-навигационное оборудование;

СЖС – система жизнеобеспечения и спасения;

РТО – радиотехническое оборудование;

ВПУ – взлетно-посадочные устройства;

СУ – силовая установка;

СУП – система управления самолетом;

ЭС – энергосистемы;

ЭТО – электротехническое оборудование.

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

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

Наименее надежные системы представлены на рис. 4:

- вычислительная система самолетовождения (ВСС-85);
- вычислительная система управления полетом (ВСУП-85);
- комплексная информационная система сигнализации (КИСС-1-9);
- вычислительная система управления тягой (ВСУТ-85);
- автоматическая система штурвального управления (АСШУ-204);
- система электронной индикации (СЭИ-85).

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

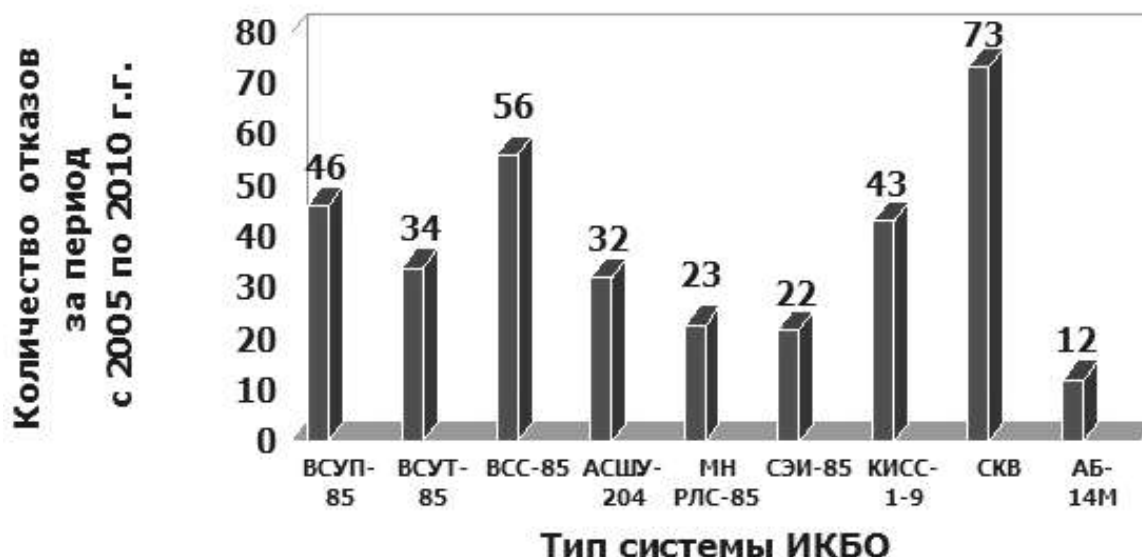


Рисунок 4. Системы ИКБО с наибольшим количеством отказов за период эксплуатации с 2005 по 2010 гг.

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

Характерные отказы ВСС-85:

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

Характерные отказы ВСУП-85:

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

Характерные отказы КИСС-1-9:

- индикатор ИМ-8-8 (7%);
- блок БВУ-3-8 (16%);
- блок БПС-8-1 (31%);
- блок БФИ-3-8 (18%).

Характерные отказы АСШУ-204:

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

Характерные отказы СЭИ-85:

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



Рисунок 5. Этапы проявления отказов.

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

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

3 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОСОБЕННОСТЯМ ИЗУЧЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КСЦПНО-204

С целью повышения надежности КСЦПНО рекомендовано:

- 1) при проведении специальных видов ТО (парковых дней и целевых осмотров) проводить:
 - выборочную проверку КФМ ЦВМ80 (ВСС) с КПА ЦВМ80, а также в составе стендового комплекта, пультов ПУ ВСС;
 - выборочную проверку КФМ ВСУП, ВСУТ;
 - выборочную проверку КФМ СЭИ, КИСС;
 - проверку комплекса И-42-1 (БИНС), авиагоризонта АБ-14М в динамическом режиме с использованием КПА;
 - проверку датчиков ДУСУ из комплекта АСШУ-204.
- 2) изучить и отработать методику поиска и устранения неисправностей элементов, входящих в наименее надежные системы КСЦПНО с целью эффективной работы по устранению возможных неисправностей.

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

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

4 ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ СТРУКТУР И ВОЗМОЖНОСТЬ ЭКСПЛУАТАЦИИ ИКБО ПО СОСТОЯНИЮ

Основой современных интегрированных комплексов бортового оборудования (ИКБО) является бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС). По мере развития комплексов бортового оборудования возрастает их насыщенность средствами цифровой вычислительной техники, и надежность БЦВС становится определяющей для построения отказоустойчивых структур ИКБО.

По мере повышения степени интеграции элементов, снижения массы и габаритов БЦВМ, повышения вычислительной производительности появляются новые возможности по обеспечению высокой надежности и живучести комплексов за счет скользящего резервирования компонент БЦВС. Для этого несколько БЦВМ объединяются с помощью высокоскоростных линий передачи информации в локальную вычислительную сеть.

При этом используется важное свойство вычислительной сети, которое заключается в совместном использовании и перераспределении вычислительных ресурсов между вычислительными машинами в целях решения задач комплекса. При относительно небольших дополнительных затратах на резервирование обеспечивается принципиально новый высокий уровень надежности и живучести комплекса за счет взаимозаменяемости БЦВМ при отказах.

Рассмотрим повышение надежности многомашинной БЦВС ИКБО за счет введения резервирования. Обобщенная структура двухуровневой БЦВС отказоустойчивого ИКБО представлена на рис. 6.

Нижний (первый) уровень БЦВС предназначен для первичной обработки информации. Его составляют цифровые вычислители ЦВ или БЦВМ, которые выполняют первичную обработку сигналов, а также центры коммутации ЦК (блоки УВВ и блоки разовых команд), выполняющие сбор и преобразование информации от датчиков. К цифровым вычислителям и центрам коммутации подключаются датчики и приемники информации Д. Компоненты первого уровня объединены одним или несколькими резервированными мультиплексными каналами первого уровня МКИО₁.

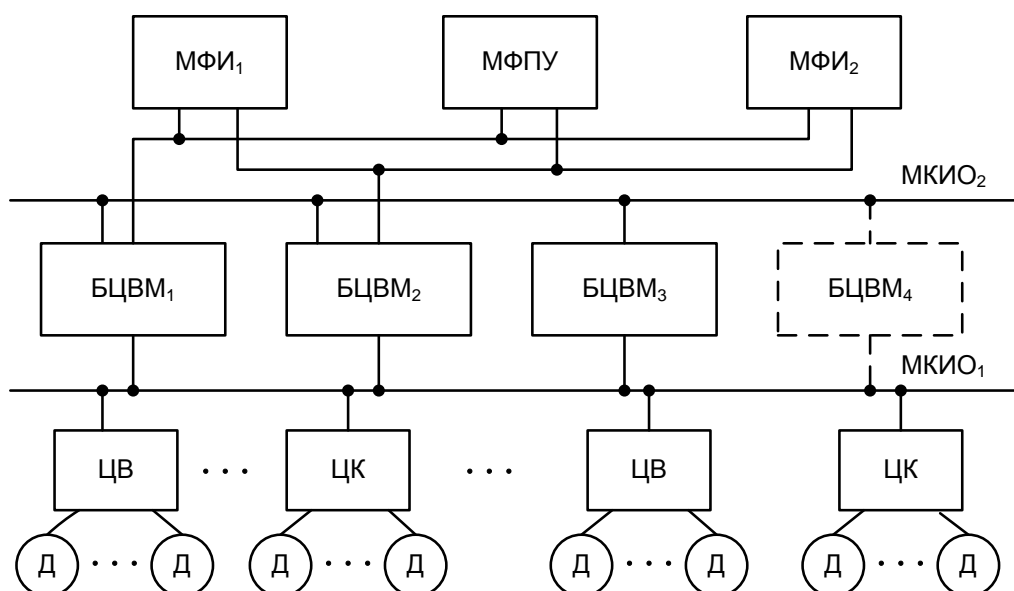


Рисунок 6. Структура двухуровневой бортовой цифровой вычислительной системы отказоустойчивого интегрированного комплекса бортового оборудования.

Верхний (второй) уровень БЦВС предназначен для решения функциональных задач комплекса. Его составляют несколько БЦВМ, которые объединены более скоростными резервированными мультиплексными каналами второго уровня МКИО₂. На схеме показаны три основные БЦВМ и пунктиром четвертая резервная. БЦВМ второго уровня составляют управляющую вычислительную систему верхнего уровня УВСВУ. В системе обеспечивается доступ каждой БЦВМ ко всей информации. Для этого БЦВМ подключены к мультиплексным каналам первого уровня МКИО₁.

Информация от первого уровня по МКИО₁ поступает к БЦВМ второго уровня, которые решают функциональные задачи комплекса: задачи навигации, управления, отображения информации и контроля. Мультиплексные каналы второго уровня МКИО₂ обеспечивают обмен информацией между БЦВМ. К БЦВМ верхнего уровня подключено информационно-управляющее поле комплекса, в состав которого входят два многофункциональных индикатора МФИ и многофункциональный пульт управления МФПУ [4].

Создание отказоустойчивых ИКБО с использованием БЦВС со скользящим резервированием способствует исключению влияния возникающих отказов на безопасность полетов, а также возможности их устранения при выполнении периодических форм технического обслуживания на базовом аэродроме. Таким образом, появляется возможность эксплуатации авиационной техники по состоянию, с постепенной деградацией функциональных возможностей комплекса бортового оборудования до наступления критического уровня, который непосредственно влияет на безопасное выполнение полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.Г. Надежность и эффективность авиационного оборудования. Учеб. для вузов. / В.Г. Воробьев, В.Д. Константинов – М.: Транспорт, 1995. – 249 с.
2. Воробьев В.Г. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов. Учебное пособие. / В.Г. Воробьев, В.Д. Константинов – М.: МГТУ ГА, 2007. – 472 с.
3. Анализ опыта летной и технической эксплуатации самолетов Ту-204 всех модификаций в российских авиакомпаниях. Материалы летно-технической конференции в Минеральных Водах. 30.06.2010 г. – Электронные интернет-ресурсы. (<http://www.aviaport.ru>)
4. Алакоз Г.М. Бортовые цифровые вычислительные устройства и машины. Учебное пособие. / Г.М. Алакоз, Ю.Н. Герасимчук, С.М. Кастерский, Б.О. Качанов, Ю.А. Кочетков, П.В. Кравченко, А.И. Неизвестных, В.В. Шишкин / Под ред. Б.О. Качанова. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2005. – 464с.

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ НА БАЗЕ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА «МОНСТР-2012»

Устинов В.В.¹, Добрынин Н.А.²
¹*ustinov_1956@mail.ru*, ²*Nick_dobr@list.ru*

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье показана возможность применения программно-аппаратного комплекса «МОНСТР 2012» для обучения, переучивания и проведения исследовательских работ. Приведены основные направления его применения.

ВВЕДЕНИЕ

Программно-аппаратный комплекс «Монстр-2012» (ПАК «Монстр») предназначен для расшифровки и анализа параметрической информации, зарегистрированной бортовыми средствами регистрации полетной информации (БСРПИ) любых типов советского и современного российского и украинского производства, а также любыми средствами западного производства, соответствующими ARINC-542.

Информация речевых регистраторов любого типа может использоваться совместно с информацией параметрических регистраторов.

Открытая схема ПАК «Монстр» позволяет в кратчайшие сроки дополнить его модулями, обеспечивающими обработку информации БСРПИ любых типов воздушных судов гражданской и военной авиации.

1 ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПАК

Основными направлениями использования ПАК «Монстр-2012» в учебном классе ВУЗа являются:

1) освоение методики работы с программным обеспечением, в частности решение таких задач как: получение бланков экспресс-анализа по работоспособности систем ВС, выявление ошибок в технике пилотирования и наземной эксплуатации ВС, действия экипажа в особых ситуациях и т.д.;

2) проведения занятий по базовым дисциплинам ВУЗа;

3) проведение факультативных занятий с группой студентов для углубленного освоения комплекса и получения практических навыков работы с программным обеспечением по обработке полетной информации;

4) возможность обучения или переучивания специалистов по объективному контролю авиакомпаний. Примером является донесения от эксплуатирующих организаций по недостаткам и ложным событиям при обработке полетной информации, связанным с существующим программным обеспечением.

Пример донесения:

«Некоторые ложные события специалистами группы СОПИ в/ч 78660 определяются, как алгоритмически неверные по причине того, что они не подходят ни под какое другое определение. Однако, определить ошибку в алгоритме нет возможности по причине слабых теоретических знаний (все специалисты группы СОПИ в/ч 78660 изучали систему «Топаз» исключительно по сопроводительной документации и теоретического освоения (переучивания) на эту систему не проходили»;

5) выявление алгоритмических ошибок при дешифрировании полетной информации и выработка предложений и рекомендаций по их устранению.

Примером является письмо в фирму «Топаз» от представителей в/ч 78610: «Регистрируются ложные по алгоритму события: 146 «Отказ общей гидросистемы», 147 «Отказ бустерной гидросистемы» (см. борт № 31, вылет 1, 15.01.2002 г. 00:00:35 – 00:00:36). По причине описанной в предыдущем пункте алгоритм «(РУДл >= 10 N2л >= 50 || РУДпр >= 10 && N2пр >= 50) && Г/Собщ», «(РУДл >= 10 N2л >= 50 || РУДпр >= 10 && N2пр >= 50) && Г/Сбуст» в процессе запуска двигателей определяют ложные события. Добавление в алгоритмы событий 146, 147 оператора «&& N2л(пр) < 200» устранило бы эту алгоритмическую ошибку»;

б) совершенствование алгоритмов обработки полетной информации и выдача предложений и рекомендаций в программном обеспечении. Например: авторами разработаны ряд алгоритмов по распознаванию отказов авиационной

техники, оценке техники пилотирования самолета летчиком, которые запатентованы и могут на определенных договорах предложены к внедрению.

Один из подходов к этой проблеме изложен также в диссертации Бутырина О.А. «Разработка и исследование автоматизированных методов инструментальной оценке техники пилотирования экипажей воздушных судов и их использовании в повышении уровня безопасности полетов» в Санкт-Петербургском государственном университете гражданской авиации.

Так как файловая структура «Монстр» и «Топаз» имеет открытый вид, можно развивать программное обеспечение путем введения дополнительных модулей. Данная работа давно ведется между представителями авиационных компаний и разработчиками программ обработки.

7) флеш-накопители полетной информации, установленные на борту ВС, позволяют записывать огромный объем информации по параметрам работы систем самолета. Поэтому одним из предложений является разработка оптимальных программ диагностирования с глубиной поиска до съемного блока, т.е. задачи диагностики решать не борту ВС, что ведет к установке дополнительного оборудования в виде датчиков-компараторов, а программно, путем введения дополнительного программного модуля, что реально при данных возможностях ПАК «Монстр-2012».

2 ВОЗМОЖНОСТИ ПАК «МОНСТР-2012»

В настоящее время ПАК «Монстр-2012» решает следующие задачи:

– считывание параметрической информации с БСРПИ и размещение ее на жестком диске компьютера в виде совокупности файлов данных, называемой копией полета (рис. 1);



Рисунок 1. Считывание параметрической информации с БСРПИ.

- подготовка информации о градуировочных характеристиках датчиков БСРПИ и размещение ее на жестком диске компьютера;
- подготовка информации об условиях выполнения полета (маршрут, загрузка, центровка, метеоусловия, наличие подвесных грузов и др.) и сохранение ее в одном из файлов копии параметрической информации;
- визуальный просмотр графиков изменения параметров полета во времени на экране видеомонитора с возможностью выделения отдельных интересующих оператора участков полета с индивидуальным для каждого участка перечнем параметров и запоминанием этих участков для быстрого обращения при повторных просмотрах (рис. 2);
- объединение параметрической и речевой информации в едином рабочем пространстве для дальнейшего совместного анализа (рис. 3);
- быстрый поиск и запуск на обработку требуемой копии информации из числа полученных ранее файлов с помощью специального файлового процессора, ориентированного на работу с копиями параметрической и речевой информации;
- сохранение информации о полетах и результатах обработки полетной информации в специализированной базе данных для последующего статистического анализа.

Функции логической обработки:

- цифровая фильтрация параметров полета, поиск и отбраковка сбоев;
- расчет значений параметров, не регистрируемых БСРПИ;

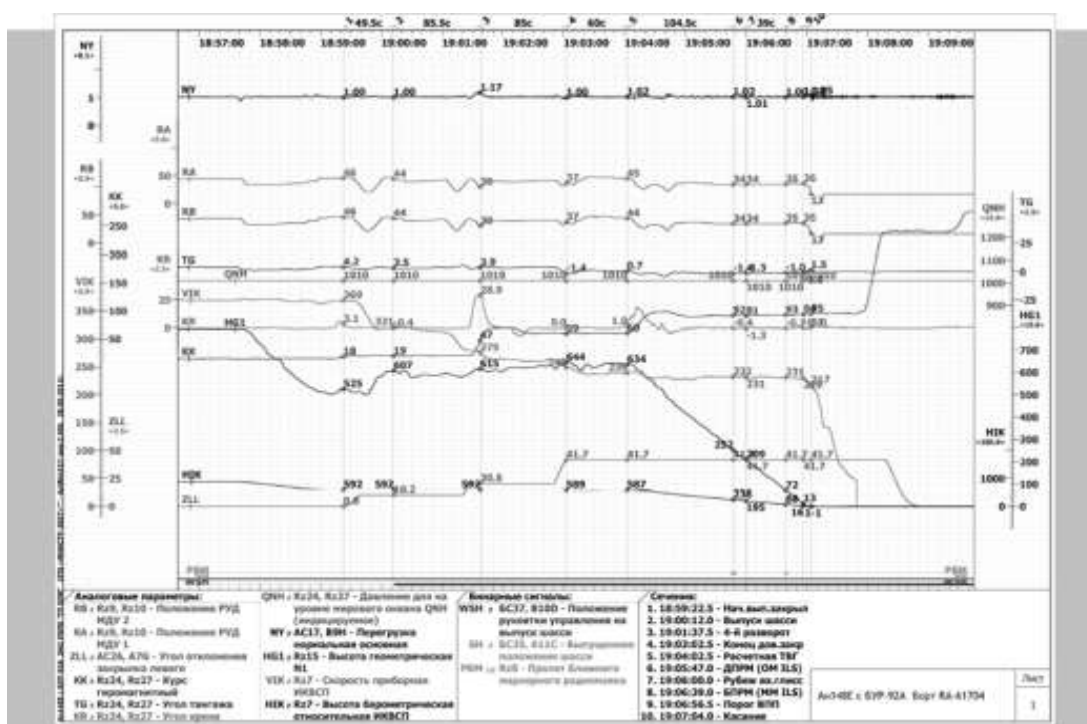


Рисунок 2. Визуальный просмотр графиков.

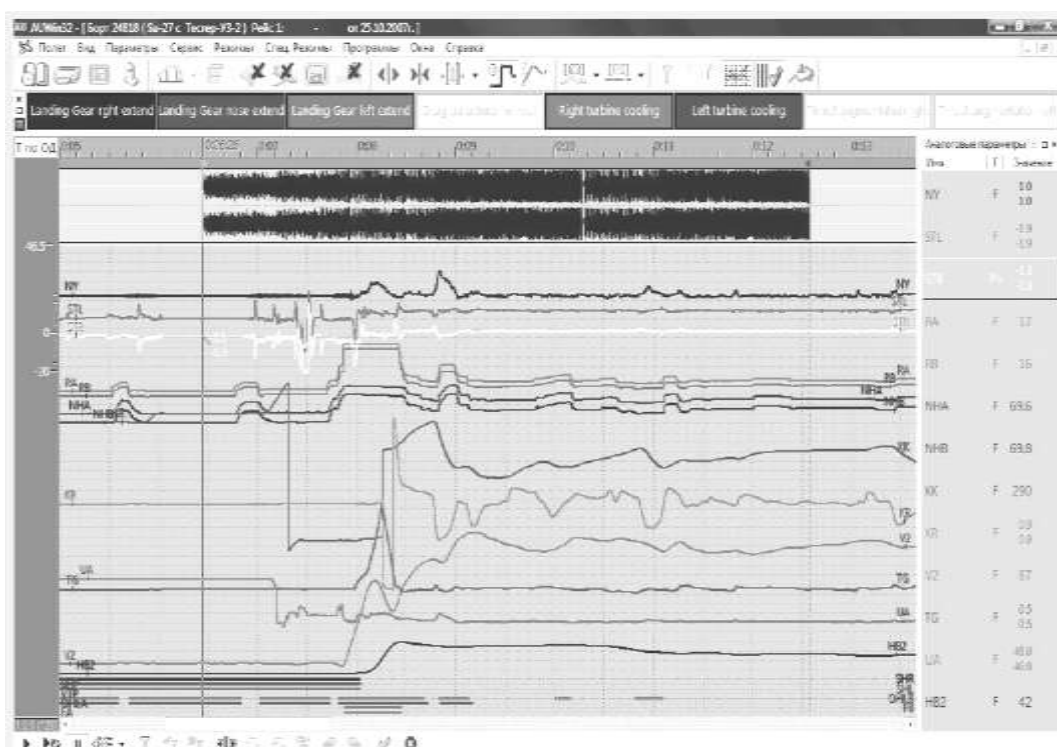


Рисунок 3. Объединение параметрической информации.

- расчет координат положения воздушного судна на протяжении всего полета;
- контроль выходов за ограничения, накладываемые документами, регламентирующими летную деятельность;
- контроль технического состояния бортового оборудования;
- анализ качества пилотирования и причин, приводящих к его снижению.

Формы представления результатов:

- графическое представление информации с индикацией значений параметров полета без ограничения их количества в любой момент времени полета (возможно одновременное отображение параметров разных полетов, проходивших на одном временном интервале);
- представление процесса полета в трехмерном изображении (3D-визуализация) с возможностью менять масштаб и ракурс изображения (возможно одновременное отображение полетов нескольких воздушных судов) (рис.4);
- вывод сигналограмм параметров полета с возможностью изменения их состава и количества;
- отображение параметров полета на панели, имитирующей приборную панель воздушного судна (рис. 5);
- отображение траектории движения воздушного судна (в том числе и нескольких воздушных судов) на картах (рис. 6);
- бланки результатов логической обработки (рис. 7);
- табличное представление информации;

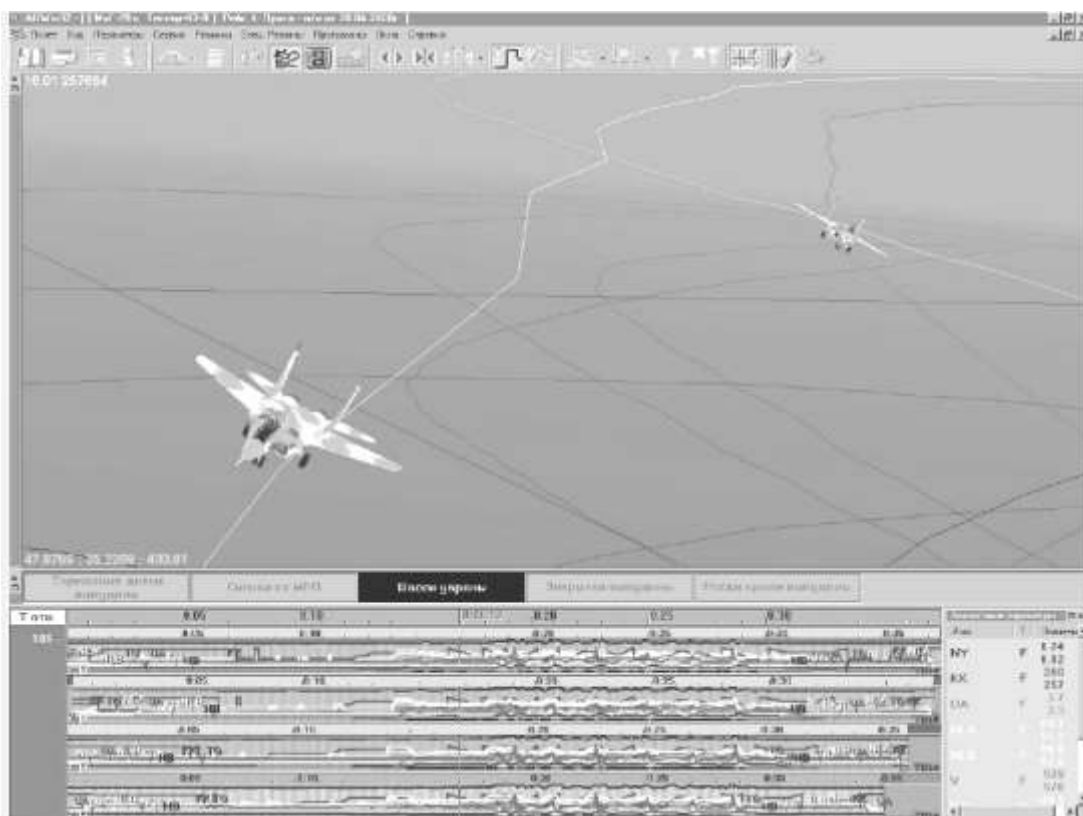


Рисунок 4. Визуализация полета.



рис. 13. Использование элементов приборной панели для анализа полета

Рисунок 5. Имитация приборной панели.

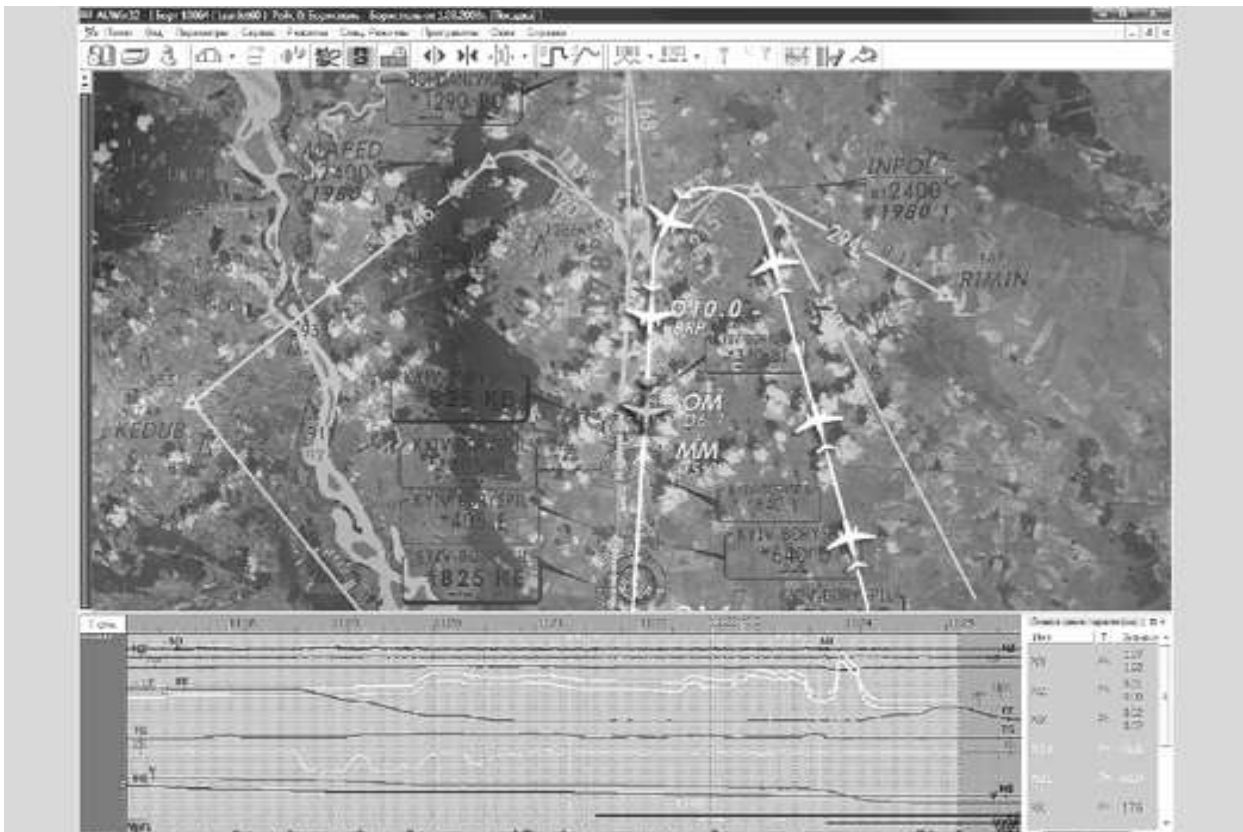


Рисунок 6. Траектория полета.

Результаты обработки

Этапы полета: Влет Посадка

Системы ВС: 1

Исходные данные

Показатели качества планирования

Портрет полета

Служебные сообщения

Q14 Выход на рубеж вклада по вертикальной скорости

VYS1	VYNOM	VYDMA
1.00	0.0	-3.2
		-6.2

Q16 Выход на БРПМ по приборной скорости

VE	VNOM	VMAX	VMIN
205	219	244	204

F234 Неудовлетворительное выдерживание расчетной скорости на гласде

VMIN	VSE	VMAX	WREF
205	207	216	219

F239 Мала скорость при пролете БРПМ

Vfact	WREF
205	219

Q17 Выход на БРПМ по высоте

HE	HNOM	DHE	DHD
1.00	48	70	16
			-16

Q18 Выход на БРПМ по вертикальной скорости

VVE	VYNOM	VYMIN
1.00	0.0	-3.2
		-6.2

Q20 Выход на порог ВПП по высоте

HF	HNOM	HMAX	HMIN
1.00	15	15	23
			7

Q21 Выход на порог ВПП по вертикальной скорости

VVE	VYNOM	VYMIN
1.00	-2.2	-3.2
		-5.0

Q22 Выход на порог ВПП по скорости

VE	VNOM	VMAX	VMIN
1.00	211	219	244
			204

Q24 Качество приземления (каткость)

NVE	NYNOM	NUMAX
1.00	1.23	1.30
		1.71

Q25 Продольная точность приземления

LE	LNOM	LMAX	LMIN
1.00	926	450	903
			100

Рисунок 7. Бланк результатов обработки.

– документирование результатов обработки (графиков, бланков и таблиц цифрпечати) путем распечатки на принтере или плоттере любого формата.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в статье рассмотрены основные возможности серийного ПАК «МОНСТР-2012», показаны решаемые задачи:

– перезапись полетной информации с эксплуатационного флеш-накопителя;

– дешифрирование полетной информации с выводом результатов обработки в виде: таблиц, графиков (сигналограмм), визуализация пространственного положения ВС, бланков экспресс анализа;

– создание отчетных документов по полету в виде распечаток;

– тарировку измерительных каналов датчиков регистрации полетной информации.

Кроме того в статье рассмотрены основные направления применения ПАК «МОНСТР-2012» в учебном процессе, переучивания представителей авиакомпаний, проведение факультативных занятий со студентами, проведение научных исследований с разработкой алгоритмов диагностирования авиационной техники и оценки качества техники пилотирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство оператора программно-аппаратного комплекса «МОНСТР2012».: Киев, СПО «Монстр», 2012.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БОРТОВЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЛЯ РАСШИРЕНИЯ ДИАПАЗОНА РАБОТЫ ИНДИКАТОРА НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ

Голованов И.Г.

Golovanov_IG @ mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Более 60% аварий и катастроф в гражданской авиации приходится на этап посадки воздушного судна. В большинстве случаев причинами являются плохие метеоусловия на аэродроме посадки. В данной статье рассматривается вопрос о расширении диапазона работы системы индикации на лобовом стекле с использованием бортовых радиотехнических систем, для обеспечения режима «Искусственное зрение».

Вопрос о внедрении систем индикации на лобовом стекле (ИЛС) на гражданские воздушные суда (ВС) были объективно понятны уже давно. Первые системы ИЛС успешно начали внедряться с 60-х годов прошлого столетия на самолётах и вертолётах военной авиации. Пилотирование ВС по ИЛС позволяет получать пилоту информацию о режиме полёта на лобовом стекле, индикаторе (комбайнере) ИЛС и при этом не терять контроль за пространством вне кабины ВС, т.е. одновременно отслеживать динамику полёта ВС. Это не требует перефокусировки глаз, а значит, пилот меньше утомляется [1]. Как показывает опыт эксплуатации ИЛС на военных ВС, применение ИЛС способствует повышению безопасности полётов, что также актуально и для ВС гражданского назначения.

ИЛС обладают следующими принципиально новыми свойствами [2]:

- возможность представления только той информации, которая нужна на данном режиме полёта;
- высокая наглядность;
- возможность представления пилотажно-навигационной информации (ПНИ) на фоне визуальной картины внекабинного пространства – индикация на лобовом стекле (ИЛС);
- возможность совмещения информации с картой местности.

На земле система может использоваться и для контроля руления по аэродрому. В этом случае ИЛС выполняет следующие функции [2]:

- предотвращение попадания не на свою полосу;
- предупреждает о поворотах;
- управляет рулением;
- обеспечивает «Искусственным зрением» при плохой видимости;
- информирует о движении на аэродроме, о занятости полос;
- передаёт инструкции служб УВД.

На рис. 1 представлена схема расположения комбайнера и проектора в кабине ВС гражданского назначения.

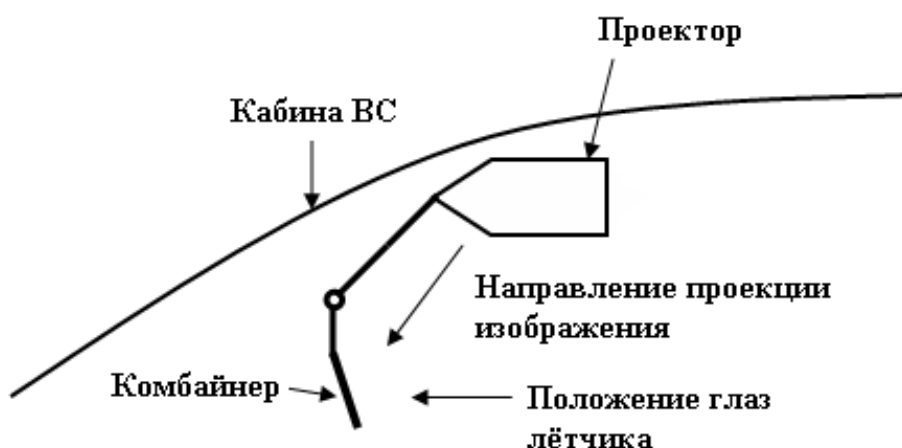


Рисунок 1. Расположение проектора и комбайнера в кабине.

В пассажирских самолетах кабина лётчика имеет потолок, что позволяет расположить комбайнер и проектор ИЛС в удобном месте – над головой лётчика. Так как пилот пользуется ИЛС в основном только на взлете и посадке, комбайнер делают поворотным, чтобы пилот мог убрать его вверх или в сторону, когда он не нужен. Для пассажирских самолетов требуется высокая надежность системы индикации: для того, чтобы можно было использовать ИЛС в качестве главного средства пилотирования, вероятность индикации ошибочной информации за час полета должна быть не более 10^{-9} [1]. Практически ИЛС для военных самолетов существуют уже не один десяток лет и их адаптация к гражданскому сектору не представляет большой проблемы. Как отмечено в [1]: «Основное препятствие к внедрению этого типа индикаторов состояло только в финансовой стороне вопроса: авиакомпаниям необходимы были ясные доказательства того, что затраты на дополнительное оборудование окупятся». Активно ИЛС начали внедряться в гражданской авиации только в последние годы и это связано в первую очередь с их способностью обеспечить пилота «Искусственным зрением».

Это их качество позволяет различать визуальные ориентиры на высоте принятия решения и выполнять заход на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дождь, снег и т.п.). Система индикации на лобовом стекле позволяет также взлетать в условиях плохой видимости.

На рис. 2 представлена фотография индикатора на лобовом стекле с использованием «Искусственного зрения».



Рисунок 2. Использование «Искусственного зрения» при посадке.

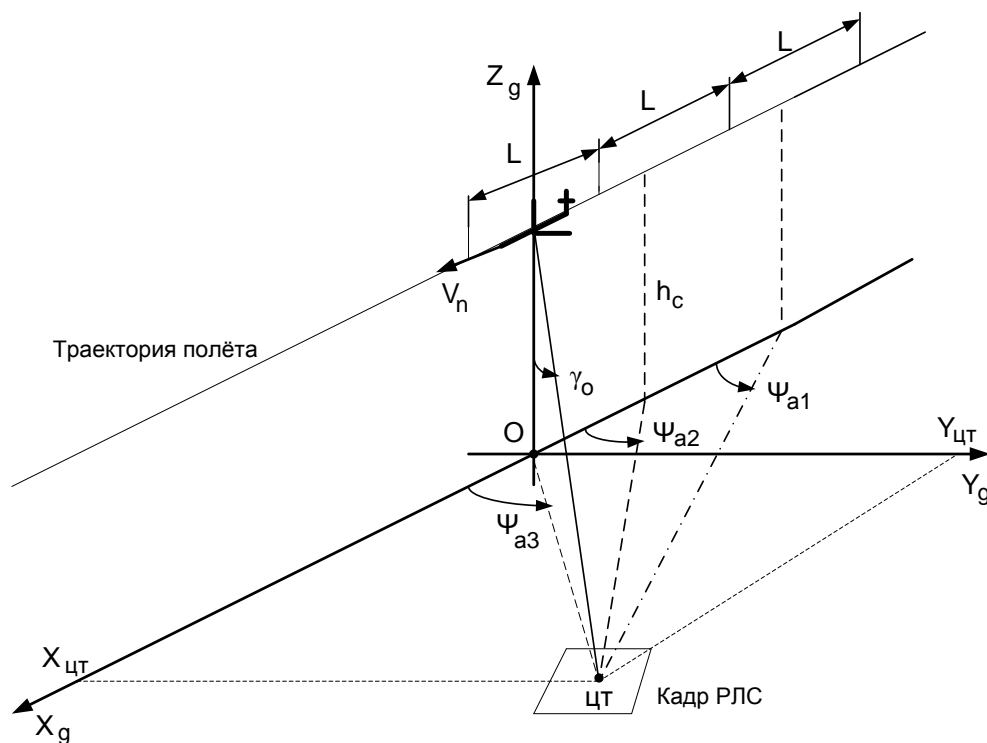


Рисунок 3. Формирование кадра телескопического обзора.

Следовательно, установка на борт такой системы позволяет снизить требования по минимально допустимой для данного типа ВС видимости. Тем самым меньше вероятность срывов рейсов и связанных с этим экономических потерь. Кроме того, применение системы позволяет осуществлять посадку по категории II или III на ВПП, оборудованную только для посадки по категории I [1].

Радиотехнические системы самолета, обеспечивающие «Искусственное зрение» являются: инфракрасная система переднего обзора (ИСПО) и радар миллиметрового диапазона (РМД). ИСПО обеспечивает детальное видеоизображение с хорошей глубиной резкости и почти не требует обработки изображения перед его индикацией. Однако существующие ИСПО плохо видят сквозь туман. Сейчас ведется разработка ИСПО, работающих в диапазоне 2-6 микрон (вместо 3-5 микрон у существующих систем), с их появлением способности системы улучшатся. Что касается РМД, он позволяет получить только зернистое видеоизображение с малой глубиной резкости и это изображение требует дополнительной обработки. Но у такого радара есть два преимущества перед ИСПО: он способен хорошо видеть в тумане и имеет гораздо больший диапазон дальности. Авиационные РМД работают на частоте 35 ГГц или 94 ГГц [1]. Для обеспечения изображения кадра поверхности Земли необходимо реализовать обзор РЛС с произвольным углом наблюдения.

Работа с произвольным углом наблюдения позволяет существенно расширить возможности применения радиолокационных станций (РЛС) и, в частности, реализовать [2] такие виды обзора, как обзор полосы местности

(переднее – боковой обзор – ПБО), обзор участка местности в окрестности указанного ориентира (телескопический обзор – ТО) и обзор в секторе (секторный обзор – СО). Любой из этих видов обзора позволяет производить многократный просмотр участка местности, представляющего интерес для применения в формировании кадра изображения поверхности земли, для индикации на комбайнере ИЛС, наиболее целесообразным для этой цели является ТО [2].

При ТО [2, 3] радиолокационная информация (РЛИ) формируется в виде отдельного кадра в окрестности выбранной центральной точки (ЦТ) участка местности (рис. 3).

Размер кадра РЛИ определяется диаграммой направленности радиолокационной станции и определяется по выражению:

$$L \cdot 2 \cdot r_{ум} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\Theta_g}{2}\right) \approx r_{ум}, \quad (1)$$

где $r_{ум}$ – расстояние до центра кадра; Θ_g – угловой размер диаграммы направленности антенны.

Ось диаграммы направленности антенны (ДНА) отслеживает центр кадра радиолокационного измерения, при этом закон управления ДНА имеет следующий вид:

$$\psi_a(t) = \operatorname{arctg}\left(\frac{(X_{цт} - V_n \cdot t)}{Y_{цт}}\right), \quad (2)$$

где $X_{ум}$, $Y_{ум}$ – координаты центра кадра (рис. 3); V_n – вектор скорости воздушного судна.

Обычно работа бортовой РЛС в режиме «Телескопический обзор» сопряжён с многократным обзором одного и того же участка местности. В этом случае ось диаграммы направленности синтезируемой антенны ориентируется в пространстве таким образом, чтобы в центре каждого интервала синтезирования она совпадала по направлению с диаграммой направленности антенны.

Для обеспечения высокой разрешающей способности РЛС по азимуту желательно увеличить её рабочую частоту с тем, чтобы минимизировать размер антенны, а также снизить её стоимость, массу и мощность электропривода. В радиолокационных системах наиболее перспективными диапазонами волн для использования в РЛС при посадке ВС в режиме обзор лётного поля (ОЛП), с точки зрения распространения радиоволн и технического состояния элементной базы являются волны в области 8 мм (длинноволновая часть) и 3 мм (коротковолновая часть) [4, 5].

Для обеспечения безопасности полетов, предпочтение отдаётся для РЛС, работающих в миллиметровом диапазоне (ММД) – (8,15 и 3,2 мм, что соответствует частотам 36,8 и 93,75 ГГц) [4, 5]. В табл. 1 приведены данные влияния метеоусловий на работу РЛС [4].

Таблица 1. Дальность действия РЛС для различных метеоусловий.

Длина волн в мм	Метеоусловия и дальность в км				
	Характер объекта	Ясное небо	Туман (плотность – 0,1 г/м ³)	Умеренный дождь (интенсивность –5 мм/ч)	Сильный Дождь (интенсивность – 16 мм/ч)
8	Самолёт на посадке	более 16	более 16	8 – 10	3 – 4
3		до 10	около 8,5	5 – 6	2,5
2		до 7	около 8,5	до 4	1,0 – 1,5

Из приведенных данных видно, что дальность действия РЛС на посадке (4500 м) обеспечивается во всех сложных и неблагоприятных условиях на волне 8 мм и 3 мм в благоприятных условиях и в дождях средней интенсивности (умеренный дождь).

Таким образом, можно заключить, что для расширения диапазона работы ИЛС необходимо использовать РЛС ОЛП, обеспечивающих обзор лётного поля с высокой разрешающей способностью, а именно на частоте 35 ГГц. Радиолокационные же системы на частоте 94 ГГц в перспективе также займут достойное место при разработке таких РЛС, если не будут предъявляться более жесткие требования по обеспечению дальности действия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кучкрявый А.А. Бортовые информационные системы: Курс лекций. – Ульяновск: УлГТУ, 2003. – 510 с.
2. Быстров Р.П., Выставкин А.Н., Голант М.Б., Мериакри В.В., Кошелец В.П., Сеницын Н.И., Соколов А.В., Тарасов М.А. Миллиметровые и субмиллиметровые радиоволны: электровакуумные приборы, газовая и лучеводная спектроскопия, элементы и устройства сверхпроводниковой электроники. Зарубежная радиоэлектроника, № 11, 1997, – С.3-31.
3. Быстров Р.П., Потапов А.А., Соколов А.В., Федорова Л.В., Чеканов Р.Н. Проблемы распространения и применения миллиметровых радиоволн в радиолокации. Зарубежная радиоэлектроника, № 1, 1997, – С. 4-20.
4. Быстров Р.П. Радиолокационные системы обнаружения наземных объектов в короткой части миллиметрового диапазона волн В 2-х томах. – М.: Изд-во «Технология», 2002 г.
5. Быстров Р.П., Соколов А.В., Чеканов Р.Н. Миллиметровая РЛС обнаружения, сопровождения самолётов в условиях плохой оптической видимости. Доклад на XII Международной конференции по спиновой электронике и гировекторной электродинамике, 19-21 декабря 2003 г., Москва (Фирсановка), – С.519-520.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ЛАЗЕРНОМ ОСЛЕПЛЕНИИ ПИЛОТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Вайчас А.А.,
f98@rambler.ru

Кафедра естественно-научных дисциплин
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Малов А.Н.
Cohol2007@yandex.ru

Кафедра онкологии и лучевой терапии
Иркутский государственный медицинский университет
(г. Иркутск)

Винокурова Э.А.
Лицей №1
(г. Иркутск)

Теоретически оценены энергетические параметры света, воздействующего на органы зрения людей в результате попадания излучения лазерных диодов в зону их зрения. Обсуждаются принципы экспериментального моделирования лазерного ослепления пилотов гражданской авиации.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в мире все больше и больше внимания уделяется проблеме ослепления людей лазерным излучением. Вообще, лазеры как средство ослепления бойцов и аппаратуры достаточно давно применяются в вооруженных силах различных стран [1]. Но в последние годы и обычные люди, не имеющие никакого отношения к вооруженным силам, всё чаще встречаются с проблемой лазерного ослепления. Во-первых, это связано с тем, что лазеры с каждым годом становятся все более доступными широкому кругу людей, а, во-вторых, мощность излучения таких лазеров постоянно увеличивается.

Прежде всего, с попытками ослеплением лазерным излучением сталкиваются пилоты гражданских самолетов. Первые подобные случаи были зафиксированы в США, потом – в Германии, Саудовской Аравии и других странах. В России этот вид хулиганства только набирает обороты. По данным Росавиации, со второй половины 2010 г. зафиксировано 5 таких инцидентов, с начала 2011 г. – 30 [2]. Известны также случаи частичного ослепления людей вследствие нарушения техники безопасности при эксплуатации лазерных проекторов на развлекательных мероприятиях [3, 4]. Случаи преднамеренного ослепления также были зафиксированы при проведении спортивных мероприятий [5, 6]. В последнее время стали появляться сообщения, что с

преднамеренным ослеплением лазерным излучением сталкиваются и водители автомобилей [7, 8]. Возрастание числа случаев попыток ослепления людей, в том числе и пилотов гражданских воздушных судов, лазерным излучением обуславливает актуальность данной тематики.

Очевидно, что для успешного решения проблемы безопасности при попытках ослепления лазерным излучением необходимо знать параметры излучения, которое воздействует на глаз человека.

Поэтому цель работы заключается в определении энергетических параметров лазерного излучения, воздействующего на органы зрения людей в результате попадания в зону их зрения.

1 ДЕЙСТВИЕ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ЗРЕНИЕ ЧЕЛОВЕКА

Лазер – оптический квантовый генератор. Само слово является аббревиатурой слов английской фразы «Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation» – «усиление света при помощи индуцированного излучения».

1.1 Свойства лазерного излучения

Все лазерные источники света, несмотря на их многообразие, обладают рядом существенных преимуществ по сравнению с другими источниками света [9]:

1) временная и пространственная когерентность. Время когерентности составляет 10^{-3} с, что соответствует длине когерентности порядка 10^5 м, т.е. на семь порядков выше, чем для обычных источников света;

2) высокая монохроматичность. Ширина спектральной линии излучения некоторых лазеров менее 10^{-11} м, так как в отличие от обычных источников света, атомы которых излучают свет независимо друг от друга, в лазерах атомы излучают свет согласованно. Поэтому фаза волны не испытывает нерегулярных изменений;

3) большая плотность потока энергии. Лазеры – самые мощные источники светового излучения. У некоторых типов лазеров в узком спектральном интервале кратковременно (в течение промежутка времени, продолжительностью порядка 10^{-13} с) достигается мощность излучения порядка 10^{17} Вт/см², в то время как мощность излучения Солнца равна только $7 \cdot 10^3$ Вт/см², причём суммарно по всему спектру;

4) очень малое угловое расхождение в пучке (около 10^{-5} рад).

1.2 Влияние лазерного излучения на глаз

Особенности лазерного излучения приводят к тому, что луч лазера по-особому воздействует на сетчатку человеческого глаза. Из-за того, что лазерное излучение распространяется в виде узкого пучка, вся энергия этого пучка фокусируется в пятно маленького диаметра (из-за фокусирования хрусталиком глаза), поэтому свет от источника лазерного излучения с мощностью всего в

десяток милливатт может привести к разрушению сетчатки и полной потере зрения, в то время как свет от лампы мощностью в сотню ватт спокойно переносится человеком.

Лазеры применяются в самых различных отраслях человеческой деятельности: медицине, электронике, металлургии, телекоммуникациях, в военной области. Ввиду того, что физические особенности лазерного излучения приводят к возникновению опасности получения человеком травм различной тяжести, разнообразные правительственные агентства, службы сертификации и санитарного контроля разрабатывают системы классификации и нормативы безопасности при работе с лазерами [9].

1.3 Классификация лазеров по степени безопасности их излучения

Наиболее известной и чаще используемой является классификация, состоящая из четырех классов безопасности лазерных систем [10] (табл. 1).

Таблица 1. Классы безопасности лазерных систем.

Класс безопасности	Мощность лазера
Класс I	Менее 0.39 мВт
Класс II	Менее 1 мВт
Класс IIIA	Менее 5 мВт и 2.5 мВт/см ²
Класс IIIB	Более 5 мВт, но менее 0.5 Вт
Класс IV	Более 0.5 Вт

Лазеры первого класса считаются полностью безопасными для человека, так как их выходное излучение не представляет опасности для глаз и кожи. Выходное излучение лазеров второго класса представляет опасность при облучении глаз прямым или зеркально-отраженным излучением. Не считается опасным мгновенный взгляд на луч. Если луч лазера этого класса попадает в глаз, то, быстро закрыв глаз, можно избежать любого, даже малейшего повреждения зрения. Как правило, при попадании лазерного луча в глаз защита обеспечивается естественными реакциями, включая рефлекс мигания. Однако если намеренно продолжать смотреть на лазер, то возникает повреждение зрения (обычно временное). Лазеры третьего класса не могут создавать опасное рассеянное отражение, если только они не сфокусированы или их действие не наблюдается в течение продолжительного времени в ограниченной области.

Лазеры четвертого класса создают прямую опасность здоровью человека как при направленном, так и при рассеянном отражении луча. Кроме того, лазеры этого класса могут быть пожароопасными и могут вызывать ожоги кожного покрова человека.

1.4 Расчет энергетических параметров лазерного излучения

Методика проведения расчета следующая:

1) сначала определяется диаметр и площадь поперечного сечения пучка на заданном расстоянии, поскольку пучок лазерного излучения при

распространении расширяется, увеличиваясь в диаметре. Расходимость лазерного пучка определяется таким явлением, как дифракция. Угол расходимости можно определить по формуле:

$$\theta_d = \frac{\lambda}{d}, \quad (1)$$

где λ – длина волны лазерного излучения, d – диаметр исходного пучка.

Зная расходимость пучка, можно вычислить диаметр D пучка на определенном расстоянии L :

$$D = \frac{\lambda}{d} L. \quad (2)$$

Ну а, зная диаметр, можно определить и площадь пучка: $S = \pi D^2/4$;

2) после этого, зная диаметр зрачка глаза $d_{зр}$, по аналогичной формуле определяется площадь зрачка S' : $S' = \pi d_{зр}^2/4$.

3) мощность излучения, которое попадает в глаз человека P' , находящегося на некотором расстоянии L , можно вычислить, если учесть, что в глаз человека попадает во столько раз меньше излучения, во сколько площадь зрачка S' меньше площади всего пучка S , то есть:

$$\frac{P}{P'} = \frac{S}{S'}. \quad (3)$$

Из этой формулы можно выразить P' и, таким образом, определить мощность лазерного излучения, которое попадает в глаз человека при его ослеплении:

$$P' = \frac{S'}{S} P. \quad (4)$$

Если подставить в данную формулу выражения для нахождения площадей S и S' , то конечная формула для расчета мощности будет иметь вид:

$$P' = \frac{d_{зр}^2}{D^2} P. \quad (5)$$

В соответствии с данной методикой были проведены вычисления для случаев ослепление пилотов самолетов ($L = 1000$ м, $d_{зр} = 7$ мм) и для сравнения были выполнены расчеты для случаев ослепления спортсменов ($L = 200$ м, $d_{зр} = 3$ мм) и ослепления людей на дискотеках ($L = 50$ м, $d_{зр} = 7$ мм).

Расчеты проводились для лазерных указок, излучение которых имеет разную длину волны и мощность. Также учитывался и диаметр зрачка, поскольку в темноте он приблизительно равен 7 мм, а в светлое время суток примерно 3 мм. В табл. 2 приведены результаты расчетов расходимости лазерного пучка и его диаметра D на расстоянии L , равном 50 м, 200 м и 1000 м.

Таблица 2. Диаметр пучка лазерного излучения на различном расстоянии.

Диапазон	Длина волны λ , нм	Диаметр исходного пучка d , мм	Расходимость θ_d , радиан	Диаметр D , м		
				L = 50 м	L = 200 м	L = 1000 м
фиолетовый	405	3	0,000135	0,0067	0,027	0,135
	445		0,000148	0,0074	0,030	0,148
зеленый	532		0,000177	0,009	0,035	0,177
красный	650		0,000217	0,012	0,043	0,217
инфракрасный	980		0,000327	0,016	0,065	0,327
	1064		0,000355	0,018	0,071	0,355
	1400		0,000467	0,023	0,093	0,467

С учетом данных, приведенных в табл. 2, были проведены вычисления мощности излучения P' , которое воздействует на глаз человека при попытке его ослепления. В табл. 3, 4 и 5 приведены полученные результаты.

Таблица 3. Мощность излучения, которое попадает в глаз при ослеплении пилотов самолетов.

Диапазон	Длина волны λ , нм	Мощность исходного пучка, мВт							
		1	5	20	50	100	250	500	1000
фиолетовый	405	0	0,01	0,05	0,13	0,27	0,67	1,34	2,67
	445	0	0,01	0,04	0,11	0,22	0,56	1,11	2,23
зеленый	532	0	0,01	0,03	0,08	0,16	0,39	0,78	1,56
красный	650	0	0,01	0,02	0,05	0,10	0,26	0,52	1,04
инфракрасный	980	0	0	0,01	0,02	0,05	0,11	0,23	0,46
	1064	0	0	0,01	0,02	0,04	0,10	0,19	0,39
	1400	0	0	0	0,01	0,02	0,06	0,11	0,23

Таблица 4. Мощность излучения, которое попадает в глаз при ослеплении спортсменов.

Диапазон	Длина волны λ , нм	Мощность исходного пучка, мВт							
		1	5	20	50	100	250	500	1000
фиолетовый	405	0,01	0,06	0,25	0,62	1,23	3,09	6,17	12,35
	445	0,01	0,05	0,20	0,51	1,02	2,56	5,11	10,23
зеленый	532	0,01	0,04	0,14	0,36	0,72	1,79	3,58	7,15
красный	650	0	0,02	0,10	0,24	0,48	1,20	2,40	4,79
инфракрасный	980	0	0,01	0,04	0,11	0,21	0,53	1,05	2,11
	1064	0	0,01	0,04	0,09	0,18	0,45	0,89	1,79
	1400	0	0,01	0,02	0,05	0,10	0,26	0,52	1,03

Таблица 5. Мощность излучения, которое попадает в глаз при ослеплении людей на дискотеках.

Диапазон	Длина волны λ , нм	Мощность исходного пучка, мВт							
		1	5	20	50	100	250	500	1000
фиолетовый	405	1	5	20	50	100	250	500	1000
	445	0,89	4,45	17,82	44,54	89,08	222,70	445,40	890,80
зеленый	532	0,62	3,12	12,47	31,16	62,33	155,82	311,63	623,27
красный	650	0,41	2,09	8,35	20,88	41,75	104,38	208,76	417,51
инфракрасный	980	0,18	0,92	3,67	9,18	18,37	45,92	91,83	183,67
	1064	0,16	0,78	3,12	7,79	15,58	38,95	77,91	155,82
	1400	0,09	0,45	1,8	4,5	9	22,5	45	90

1.5 Обсуждение полученных результатов

Анализируя данные, представленные в табл. 3, и сравнивая их с данными табл. 1, видно, что воздействие на пилотов гражданских самолетов лазерного излучения указок мощностью 250, 500 и 1000 мВт, равносильно воздействию на них излучения лазеров 1, 2 и 3а классов безопасности, что обусловлено большим расстоянием до самолета.

При этом стоит учитывать, что при проведении расчетов не принималось во внимание, что лазерное излучение, в частности, испытывает рассеяние в атмосфере, подвергается воздействию конвективных потоков, что в совокупности обуславливает увеличение его расходимости и уменьшение интенсивности. Таким образом, в среднем принято считать, что диаметр пучка увеличивается на 1 см на каждые 10 м пути. Часть излучения при этом будет дополнительно отражаться от стекла кабины. Поэтому реальные значения мощности излучения, воздействующего на глаз пилота при попытке его ослепления, будет ниже, чем представленные в табл. 3. Стоит также учитывать, что дрожание руки, удерживающей лазер, не позволяет зафиксировать пятно лазерного пучка на одном месте. Необходимо учитывать, что самолет при этом также движется с довольно значительной скоростью.

Таким образом, попытки ослепления пилотов гражданских самолетов лазерным излучением, не могут привести к сколь-нибудь серьезному нарушению их зрения, а тем более его потере. Данные выводы и полученные результаты также совпадают с общей оценкой влияния лазерного излучения на органы зрения пилотов, проведенной экспериментально в [1].

Более серьезные нарушения зрения, как следует из анализа представленных результатов, могут наблюдаться у спортсменов, а также у людей, попавших под воздействие лазерного излучения на дискотеках, что подтверждается приведенными ранее ссылками.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в работе были определены энергетические параметры лазерного излучения, воздействующего на органы зрения людей в результате попыток их преднамеренного или непреднамеренного ослепления. По результатам проведенного исследования можно сделать вывод: попытки ослепления пилотов гражданских воздушных судов излучением портативных лазерных диодов не могут привести к сколь-нибудь серьезному нарушению их зрения, а тем более его потере. Однако стоит учитывать, что излучение столь яркого источника как лазерный диод при попадании в поле зрения пилота способно отвлечь его внимание, что может привести к опасным последствиям, особенно при посадке самолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Егоров И. Ярчайшее указание: лазер // Популярная механика, 2011, – №11, стр. 66-70. – <http://www.popmech.ru/article/9905-yarchayshee-ukazanie>
2. Электронное периодическое издание «Ведомости» – http://www.vedomosti.ru/politics/news/1291534/rosaviaciya_obespokoena_sluchayami_oslepleniya_pilotov
3. Информационный портал Newsru – <http://www.newsru.com/russia/31jul2008/nadzor.html>
4. Сайт компании Лазер-Кинетикс – <http://www.laserkinetics.ru/aquamarine.php>
5. Социальная сеть фанатов России – <http://rusfan.ru/posts/119107>
6. Федеральная сетевая газета – <http://novolitika.ru/news/62915>
7. Информационное агентство «Астраханские новости» – <http://ast-news.ru/node/5547>
8. Информационный портал «Правда.Ру» – <http://www.pravda.ru/news/accidents/04-08-2011/1086524-lazer-0/>
9. Федоров Б.Ф. Лазеры основы устройства и применение. – М.: ДОСААФ, 1988. – 190 с.
10. ГОСТ Р50723-94 Государственный стандарт Российской Федерации. Лазерная безопасность. «Общие требования безопасности при разработке и эксплуатации лазерных изделий» (Дата введения 1996-01-01).

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПАРАМЕТРОВ РЕДУКТОРА ВЕРТОЛЕТА

Попов В.М.
povlamix@mail.ru

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматривается вопрос о возможности оцифровки значений датчиков двух приборных панелей стендового вертолета МИ-171 методами технического зрения и обработки циклограмм контрольных и сдаточных испытаний.

ВВЕДЕНИЕ

За счет возрастания сложности решаемых научно-технических задач, автоматическая обработка и анализ визуальной информации становятся все более актуальными вопросами. Данные технологии используются в весьма востребованных областях науки и техники, таких как автоматизация процессов, повышение производительности, повышение качества выпускаемых изделий, контроль производственного оборудования, интеллектуальные робототехнические комплексы, системы управления движущимися аппаратами и множество других.

Техническое зрение – это применение компьютерного зрения для промышленности и производства. Областью интереса машинного зрения, как инженерного направления, являются цифровые устройства ввода/вывода и компьютерные сети, предназначенные для контроля производственного оборудования, таких как роботы-манипуляторы или аппараты для извлечения бракованной продукции.

В задачи систем технического зрения входит получение цифрового изображения, обработка изображения с целью выделения значимой информации на изображении и математический анализ полученных данных для решения поставленных задач.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью задачи является оцифровка значений датчиков двух приборных панелей стендового вертолета МИ-171 методами технического зрения и обработка циклограмм контрольных и сдаточных испытаний на базе видеокамеры, компьютера и программного обеспечения NI LabVIEW, обладающих следующими возможностями:

1) распознавание положения датчиков двух приборных панелей видеокамерой;

2) оцифровка значений датчиков и вывод их показаний поверх реального изображения приборов;

3) обеспечение стабильной работы системы технического зрения в различных условиях освещенности за счет подстройки параметров источников света, и динамическая подстройка видеокамеры при изменении положения датчиков;

4) обработка циклограмм контрольных и сдаточных испытаний;

5) представление информации о контролируемых параметрах работы редулятора на сменных носителях.

2 СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

Проблема использования технического зрения состоит в том, что стендовый вертолет для проверки параметров работы редулятора сертифицирован, опломбирован, и влезать в него нельзя.

Цель использования видеокамеры в данной работе состояла в нахождении координат положения приборов на щитке для дальнейшей обработки их изображений с целью оцифровки показаний.

Изображение с камеры прямого подключения в цифровом формате попадает в память компьютера для обработки с помощью программного обеспечения для технического зрения. Использование же камер с отдельным захватчиком кадров намного увеличивает расходы и усложняет систему.

Камера должна предоставлять изображение, удобное для анализа и вывода результата, что при переводе на объективные характеристики означает низкий уровень шумов и геометрических искажений. Этим требованиям лучше всего удовлетворяют камеры с цифровым интерфейсом Fireware (IEEE-1394). Но в работе использовался более дешевый вариант – бытовые две web-камеры с интерфейсом USB и двумя регулируемые по яркости источниками света, так как малый размер светочувствительных матриц камер приводит к высокому уровню шумов.

В задаче используются две web-камеры KS-066 с характеристиками (табл. 1).

Таблица 1. Характеристики web-камеры KS-066.

Значение	Параметр
Матрица	0,3 Мпикс
Разрешение	640x480пикс
Максимальная частота	30 Гц
Интерполированное разрешение видео	3200x2400
Зум (цифровой)	4x кратный

В работе реализовано два варианта управления яркостью источников света. Первый вариант – ручной, в нем экспериментатор сам выставляет необходимые значения параметров освещенности, руководствуясь получаемой картинкой. Второй вариант – автоматический, он сложнее, но позволяет

получить более качественную картинку при динамическом изменении освещенности приборных панелей.

Необходимость введения автоматической настройки показала практика. Проблема заключается в непостоянстве внешнего освещения: настроив камеру один раз и добившись оптимального распознавания шкалы приборов, при изменении уровня освещенности, например появление на приборном щитке тени, алгоритмы распознавания могут перестать работать. Это вынуждает оператора либо настраивать камеру еще раз, либо использовать автоматическую подстройку параметров камеры и освещенности источников света.

Предложенный в данной работе алгоритм исходит из анализа гистограммы получаемого изображения. Один раз настроив камеру, оператор, таким образом, калибрует его, задавая эталонную гистограмму. Если в дальнейшем условия освещения меняются, меняются параметры гистограммы – среднее значения, стандартное отклонение, границы. Сопоставляя их с эталонными, алгоритм регулирует яркость источника света, возвращая гистограмму к эталонному виду.

3 ОБРАБОТКА ИЗОБРАЖЕНИЯ

Конечной целью обработки изображения является оцифровка контролирующих приборов, расположенных на приборных панелях [1].

Программное обеспечение, как правило, совершает несколько шагов для обработки изображений. Часто изображение для начала обрабатывается с целью уменьшения шума или конвертации множества оттенков серого в простое сочетание черного и белого (бинаризации). После первоначальной обработки программа будет считать, производить измерения и/или определять приборы, размеры и другие характеристики изображения. Если контролируемые параметры приборов выйдут за допустимые пределы, программное обеспечение подает световой и звуковой сигнал предупреждения оператора, снизить обороты редуктора или даже выключить двигатель.

Все операции с видеокамерами и изображением производятся с помощью пакета NI IMAQVision с модулем NI VisionAssistant, являющегося дополнением к среде NI LabVIEW.

4 ПРОГРАММНАЯ СРЕДА

Центральную часть интерфейса программы занимают получаемые с видеокамер изображения семи приборов:

- 1) термометра, измеряющего температуру масла в поддоне;
- 2) термометра, измеряющего температуру масла на входе в редуктор;
- 3) термометра, измеряющего температуру газов перед турбиной компрессора;

- 4) манометра, измеряющего давление масла в нагнетающей магистрали;
- 5) манометра, измеряющего давление в главном редукторе;
- 6) расходомера, измеряющего расход масла;
- 7) частотомера, измеряющего число оборотов турбины компрессора в процентах для пяти режимов работы двигателя – малого газа, номинального, ограниченного взлетного и двух крейсерских.

Поверх них рядом с каждым прибором выводятся оцифрованные их показания. На рис. 1 показан интерфейс для оцифровки двух приборов.

В окне настройки присутствуют регуляторы яркости двух источников света и кнопки калибровки семи приборов, назначающие их текущее положение изображения.

Вносимые изменения в режиме реального времени влияют на получаемые с камер картинки приборов.

Существует возможность включать или выключать изображения приборов с помощью выключателей. Блок-схема оцифровки изображений двух приборов показана на рис. 2.

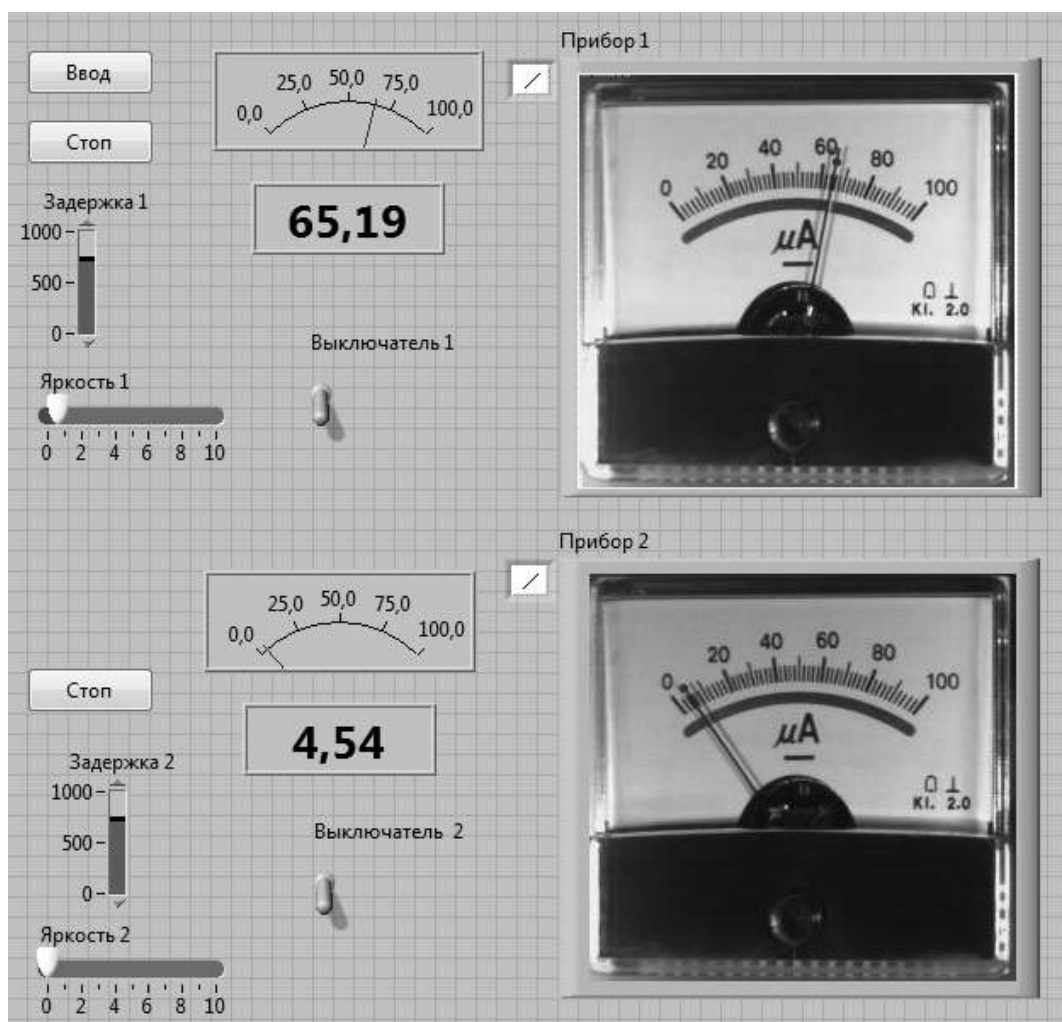


Рисунок 1. Интерфейс оцифровки двух приборов.

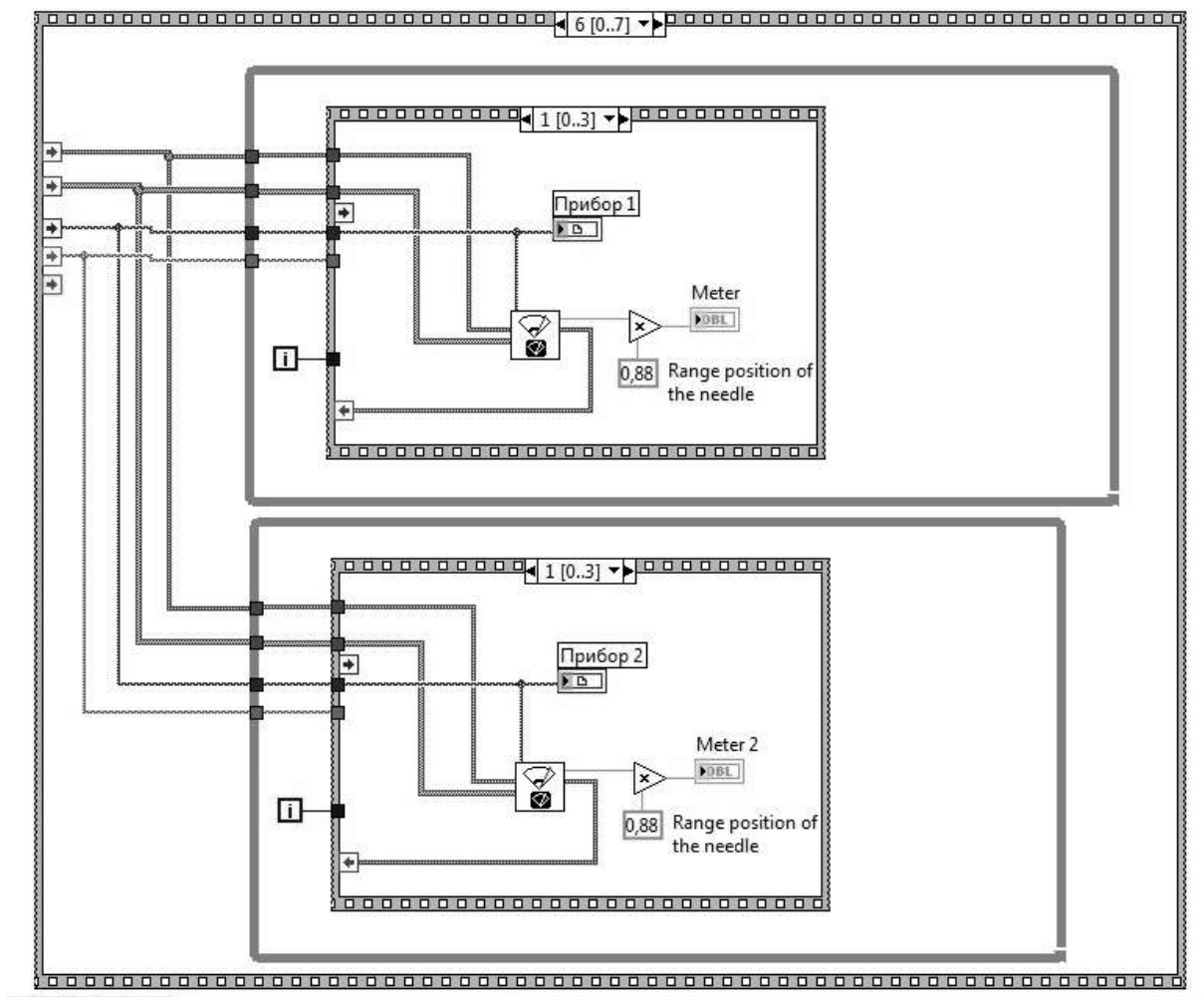


Рисунок 2. Блок-схема оцифровки двух приборов.

5 ОБРАБОТКА И СОХРАНЕНИЕ ДАННЫХ В LABVIEW

Обработка данных отдельно от сбора обычно требует их записи в двоичный, текстовый или файл специфического формата. LabVIEW поддерживает большое количество стандартных форматов файлов, а технология DataPlugins дополнительно расширяют возможности поддержки. С помощью DataPlugins можно описать формат любого файла, чтобы приложение LabVIEW могло корректно извлечь записанные данные [2].

Так как данная программа выполняет обработку показаний приборов в зависимости от изменения режимов работы двигателя для формирования циклограмм контрольных и сдаточных испытаний для циклов «Приработка» и «Испытания», следовательно, необходимо проводить анализ данных сразу после формирования соответствующих массивов с помощью алгоритмов оперативного анализа и обработки сигналов Экспресс-ВП [3].

Анализируя оцифрованные показания приборов, можно менять поведение программы в соответствии с ними, например, сохранять данные в файлы, базу

данных или на диск, а также выполнять функции автоматического управления. Все это можно реализовать только путем встраивания алгоритмов анализа в программу.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итогом проведенной работы стало создание компьютерного рабочего места оператора, функции которого легко выполнит летчик, позволяющего в автоматизированном режиме при минимальном его участии получать и обрабатывать системой технического зрения и среды LabVIEW показания семи приборов двух приборных панелей стендового вертолета МИ-171 для формирования циклограмм контрольных и сдаточных испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Князь В.А., Ходарев А.Н., Моржин А.В. Обработка и анализ цифровых изображений с примерами на LabVIEWIMAQVision. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 464 с.
2. Потапов А.А., Пахомов А.А., Никитин С.А., Гуляев Ю.В., Новейшие методы обработки изображений. – М.: Физматлит, 2008. – 496 с.
3. Гонсалес Р., Вудс Р., Цифровая обработка изображений. – М.: Техносфера, 2006. – 1072 с.

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ»

Председатель – д.т.н., профессор Исаев Александр Иванович
Секретарь – к.т.н., доцент Сафарбаков Андрей Мирсасимович

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ
В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД**

Усенко А.Н.¹, Майрович Ю.И.², Сафарбаков А.М.³
¹bestday2008@mail.ru, ²mator38@mail.ru, ³safarbakov@yandex.ru

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрены вопросы образования топливно-воздушной смеси в жаровой трубе импульсной камеры сгорания.

Топливо в импульсную камеру сгорания подается в жидкой фазе, процесс же горения осуществляется в газовой фазе, поэтому горению предшествуют подготовительные процессы, которые условно подразделяют на подачу топлива в жаровую трубу, его распыливание, испарение и смешение паров топлива с воздухом до образования микро- и макрозон с благоприятным для горения составом смеси. Подготовительные процессы совершаются за счет кинетической энергии струй топлива и воздуха, а также за счет тепла, передаваемого из зоны горения излучением и циркуляционным течением, организуемым за фронтовым устройством.

Подача топлива в жаровую трубу осуществляется через импульсную топливную форсунку. В ней создается такой режим истечения, при котором струя жидкости распадается на капли. Процесс дробления непрерывной струи жидкости на отдельные капли называется распыливанием. Этот процесс предназначен для увеличения поверхности контакта жидкости с газом и ускорения ее нагрева и испарения. Распыливание происходит как в результате взаимодействия струи жидкости с газом при взаимном относительном движении, так и за счет внутренних сил, обусловленных турбулентным движением, возникающим в самой струе при ее течении. Совокупность движущихся из сопла форсунки капель различного размера создает факел распыливания той или иной формы.

От качества распыливания зависят местные концентрации топлива, скорость испарения и время выгорания образующихся капель.

Показателями качества дробления струи на капли являются мелкость и однородность распыливания.

Капельная пелена, образующая факел распыливания, претерпевает сложное взаимодействие с потоком воздуха. Капли летят по баллистическим траекториям под действием в основном сил инерции и аэродинамического сопротивления. При этом капли различных размеров движутся по разным траекториям. Капли большего диаметра меньше отклоняются потоком, более мелкие быстрее сносятся им.

Наиболее мелкие капли, как и пары топлива, следуют линиям тока. В результате происходит сепарация капель. Мелкие капли и пары, попавшие в зону циркуляции, циркулируют вместе с потоком в этой зоне, постепенно обмениваясь теплом и веществом с газовым потоком.

По мере движения капель происходит их испарение. Темп испарения капель определяется начальной температурой топлива, интенсивностью подвода тепла от воздуха к каплям и скоростью отвода от них образовавшегося пара, т.е. местными температурой потока и скоростью его движения относительно капли. Чем больше относительная скорость капель, тем интенсивнее испарение. Когда скорость капли приближается к скорости потока, испарение замедляется.

Смешение паров топлива с воздухом в камере сгорания происходит главным образом за счет турбулентного перемешивания потока. Скорость процесса смешения и степень однородности смеси определяются равномерностью первоначального распределения капель топлива в воздушном потоке, а также интенсивностью и масштабом турбулентности.

В импульсной камере сгорания смешение воздуха с парами топлива происходит в объеме жаровой трубы. Из-за отдельной подачи воздуха и топлива, неравномерного распределения топлива по пространству в факеле форсунки, неоднородности капель по размерам, наличия недоиспарившихся капель, а также из-за недостаточной интенсивности процесса перемешивания, образующаяся топливовоздушная смесь является существенно неоднородной по составу и гетерогенной (двухфазной).

Степень неоднородности смеси оценивается по величине параметра неравномерности смеси по составу $\Delta\alpha$, который определяется как осредненная по пространству разница между местными значениями коэффициентов избытка воздуха α_i и суммарным α , подсчитанными по расходам воздуха G_g и топлива G_T в зоне подготовки топливовоздушной смеси, приведенная к α :

$$\Delta\alpha = (\alpha_i - \alpha) / \alpha. \quad (1)$$

Величина параметра неравномерности может достигать 20-40%. Это означает, что даже при сжигании существенно обедненной смеси ($\alpha = 1,3 \dots 1,5$) в некоторых участках зоны горения всегда присутствуют микрообъемы с $\alpha_i = 1$ и даже с $\alpha_i < 1$.

После того, как за фронтовым устройством импульсной камеры сгорания образуется смесь топлива с воздухом необходимого состава и ее температура достигнет критической величины, происходит воспламенение смеси. Выгорание полидисперсного факела топлива осуществляется одновременно двумя путями. При импульсном впрыскивании топлива мелкие капли из спектра распыла форсунки достаточно быстро испаряются, смешиваются с воздухом, поступающим через обратный клапан, и выгорают с оптимальным составом смеси.

Выделившееся при этом тепло идет на повышение температуры и давления.

В зависимости от интенсивности процессов тепломассопереноса и условий, в которых протекает химическая реакция, скорость сгорания основной массы топлива будет определяться временем протекания реакции горения испарившихся мелких капель. Если скорость процесса горения ограничивается скоростью химической реакции, то горение называют кинетическим. При импульсной подаче топлива в камеру сгорания необходимо стремиться к образованию однородной (гомогенной) смеси.

Если скорость реакции превышает скорость испарения и диффузии, то необходимое для завершения процесса горения время следует вычислять исходя из закономерностей испарения и диффузии. Такое горение называется диффузионным. Такой вид горения так же присутствует в импульсной камере сгорания.

В связи с ужесточением экологических требований к ГТД имеется тенденция к гомогенизации топливовоздушной смеси в камерах сгорания. Поэтому при организации процесса горения в импульсной камере сгорания роль кинетического фактора возрастает.

Горение является химической реакцией окисления, протекающей с определенной скоростью. Скорость горения характеризуется скоростью распространения пламени в горючей смеси.

Скорость распространения фронта пламени относительно неподвижной гомогенной топливовоздушной смеси называется нормальной скоростью горения. Нормальные скорости горения u_n весьма малы и не превышают 0,8-1,5 м/с. Они зависят от рода топлива, состава и начальной температуры смеси. Максимальные величины достигаются при значении α , близком к стехиометрическому ($\alpha = 0,9-0,95$). При увеличении или уменьшении коэффициента избытка воздуха значения u_n снижаются, так как снижается температура продуктов сгорания и, соответственно, уменьшается подвод тепла к свежей смеси. Пламя способно распространяться в гомогенной смеси лишь в определенном диапазоне значений α , называемом концентрационными пределами распространения пламени.

Для осуществления качественного распыла топлива в импульсной камере сгорания применена импульсная центробежная топливная форсунка.

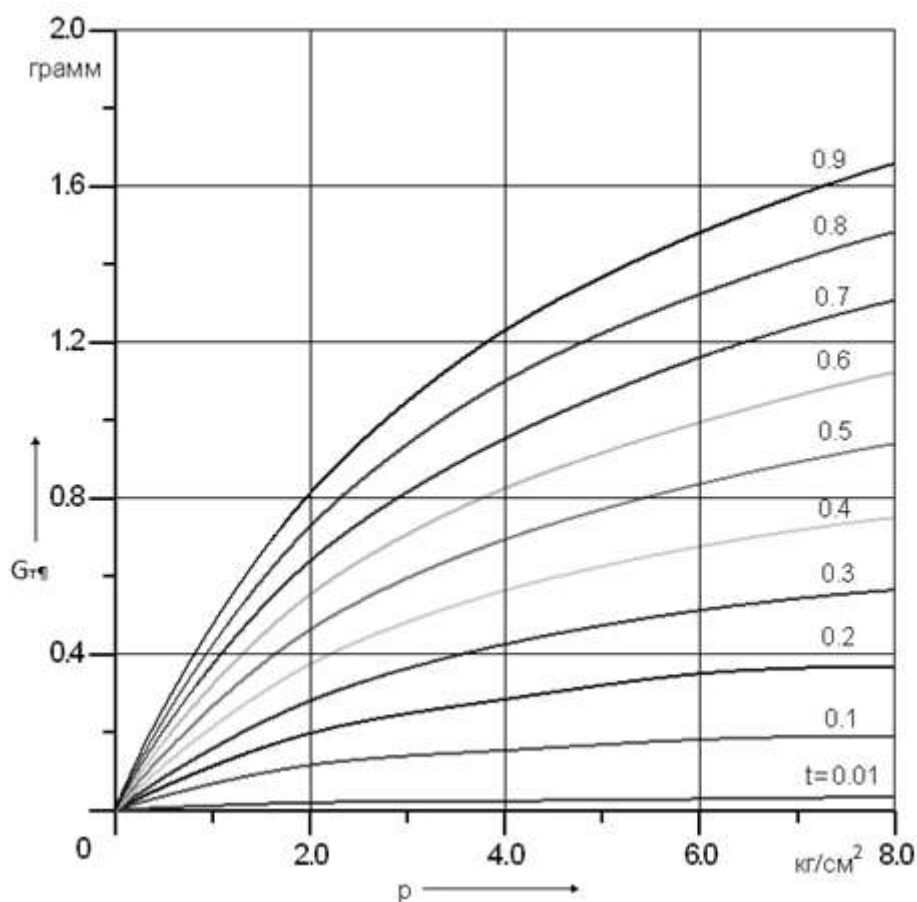


Рисунок 1. Напорная диаграмма топливной форсунки.

Данная форсунка осуществляет подачу топливной пелены в циркуляционное течение за фронтным устройством. Для выявления наилучшего распыла были проведены исследования зависимости параметров факела распыла топлива в зависимости от длительности импульса t и давления топлива P . Кроме того построена напорная кривая топливной форсунки (рис. 1).

Анализ данного графика показывает, что при малой длительности импульса качественный распыл начинал осуществляться при давлениях топлива от 2 кгс/см². С увеличением длительности импульса для создания удовлетворительной топливной пелены давление топлива в форсунке необходимо увеличивать.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М., Термодинамика и теплопередача. – издание ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского 2004 г. – 315 с.
2. Нечаев Ю.Н. и др. Теория авиационных двигателей. Ч.1. Учебник для Вузов ВВС. Под ред. Нечаева Ю.Н. М.: Изд. ВВИА им. Проф. Жуковского Н.Е., 2006, – 312 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В СТЕХИОМЕТРИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С УГОЛКОВЫМ СТАБИЛИЗАТОРОМ ПЛАМЕНИ

Скоробогатов С.В.¹, Киренчев А.Г.²

¹*maestro.ru@mail.ru*, ²*antonkirenchev25@mail.ru*

Кафедра СМ и ЭАТ

Институт авиационного строительства и транспорта

Национальный Исследовательский

Иркутский государственный технический университет

(г. Иркутск)

Исаев А.И.

Кафедра авиационных двигателей

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Используемые в данный момент средства для организации процесса горения в двигателе не позволяют достигнуть в нем стехиометрического горения. В данной статье описывается возможность использования угловых стабилизаторов пламени в камере сгорания газотурбинного двигателя и проведения соответствующих исследований с использованием гидроанalogии.

Исследование закономерностей движения воздуха в некоторых элементах силовой установки при малых числах Маха можно производить на жидкости [1]. Для этого используются различные установки: гидрлотки, гидробассейны, гидротрубы и т.д. При постановке гидродинамического эксперимента необходимо соблюдать правила изготовления модели объекта исследования и определить способы получения объективных результатов на базе теории подобия [2, 3, 4].

Движение воздуха в камере сгорания можно моделировать жидкостью при сохранении идентичности физических явлений, происходящих в натурном образце и модели. Замена одной среды на другую должна производиться с учетом сохранения подобия хотя бы по одному критерию, главным образом, по критерию Рейнольдса.

Исследование течения проводилось на гидростенде, который позволяет получить картину обтекания водой различных моделей (течения наблюдаются визуально или фиксируются на фото и видеоаппаратуру), снимать гидродинамические характеристики модели, а в некоторых случаях можно визуализировать обтекание, аналогичное обтеканию сверхзвуковым потоком. Картины течения получают как внутри моделей, так на входе и выходе из них.

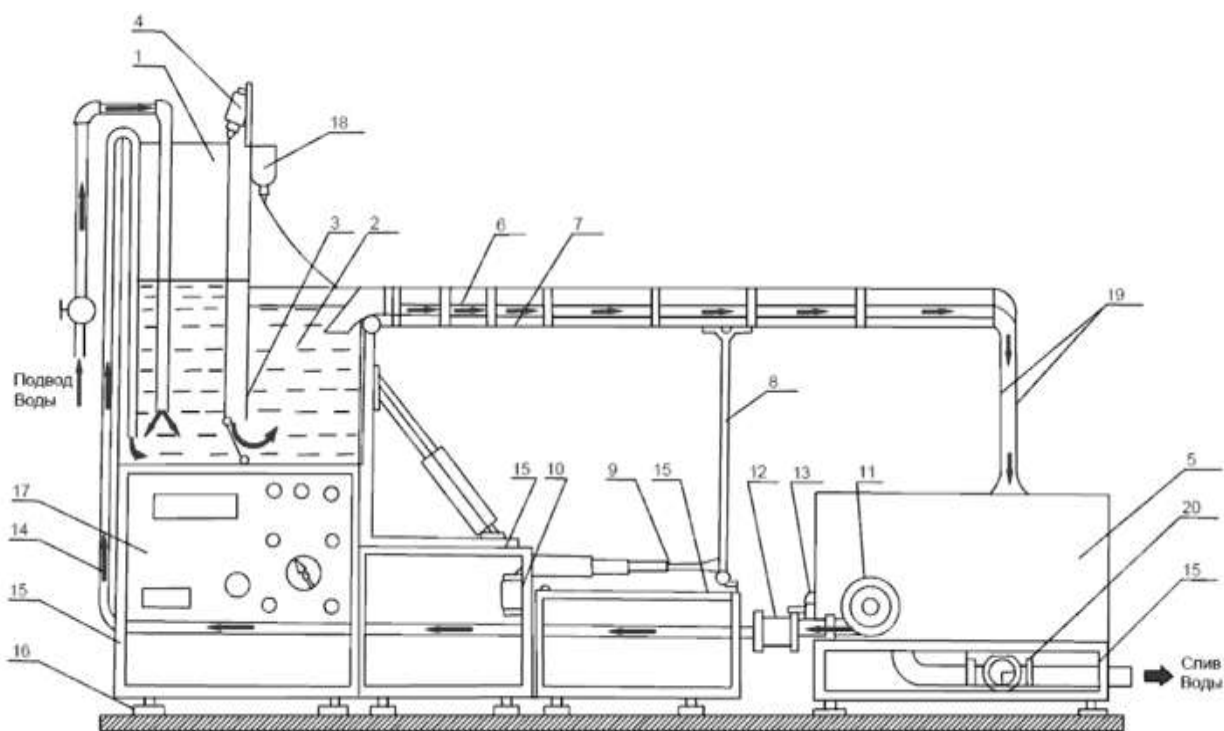


Рисунок 1. Экспериментальная установка для получения спектровобтекания поверхностей и моделирования течений.

Основными элементами гидростенда (рис. 1) являются: напорный 1 и расходный 2 баки, сообщающиеся между собой через управляемую заслонку 3 с электромеханизмом управления 4; бак сливной 5; русло 6 с регулируемой шириной канала, выполненное из оргстекла ($\delta = 12$ мм) и подкрепленное силовыми балками 7; подкос 8 управления наклоном русла с винтовой парой 9, приводимой в действие реверсивным двигателем через редуктор; система кольцевания, включающая насос 11 переменной производительности, дроссельную заслонку 12, управляемую электромеханизмом 13 и трубопровод кольцевания 14. Все баки и узлы крепления размещены на силовых рамках 15, установленных на регулируемых пятах 16, используемых для выставления стенда в горизонтальное положение в поперечном и продольном направлениях. В состав установки входит также пульт 17 дистанционного управления стендом с цифровым индикатором деформации типа ИДЦ-1, система подкрашивания жидкости 18. Индикатор деформации работает в комплекте с тензовесами и испытываемой моделью. Для выравнивания потоков в расходном баке и русле установлены металлические сетки. С целью исключения разбрызгивания воды, стекающей из русла в сливной бак, предусмотрен резиновый фартук 19. Уровни воды в баках 1; 2; 5 контролируются по водомерным трубкам.

Гидростенд может работать в замкнутом и незамкнутом режимах. При работе стенда по незамкнутой схеме кран слива 20 находится в открытом положении, насос 11 отключен и использованная вода сливается. Для

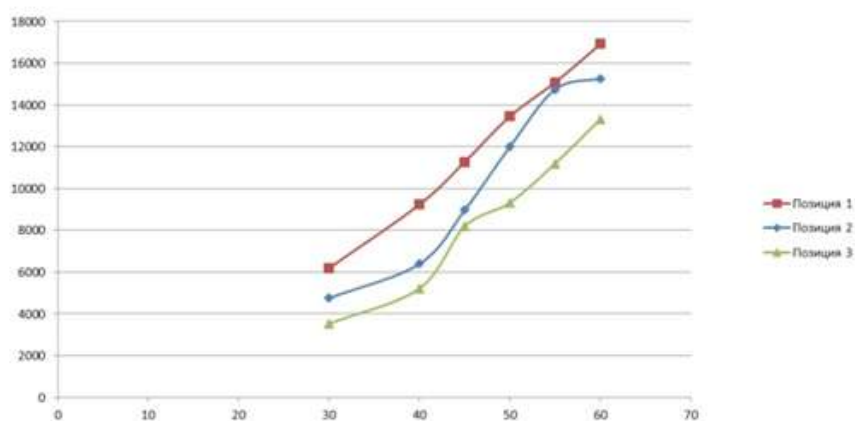
обеспечения работы лотка в этом режиме требуются значительные расходы воды, так как рабочая часть лотка рассчитывалась на расход 400 л/мин.

В данном случае к задачам гидродинамических исследований, прежде всего, относятся: выработка физической модели камеры сгорания с уголкового стабилизатором; определение влияния ряда параметров на общую картину течения; выявление факторов, обуславливающих особенности образования зон обратных токов; разработка способов управления ими с целью снижения потерь.

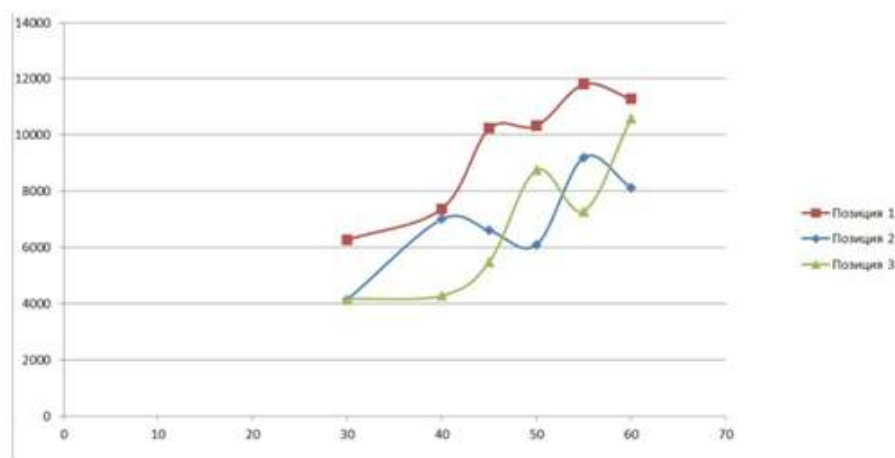
В первом эксперименте, за основу бралась плоская модель камеры сгорания с постоянной площадью средней части и диффузорным входным и конфузорным выходным каналами. Стабилизатор пламени располагался по оси камеры в трех позициях (расстояние от входной кромки). Переменными величинами являлись:

- 1) длина ребра уголкового стабилизатора;
- 2) угол раствора уголкового стабилизатора;

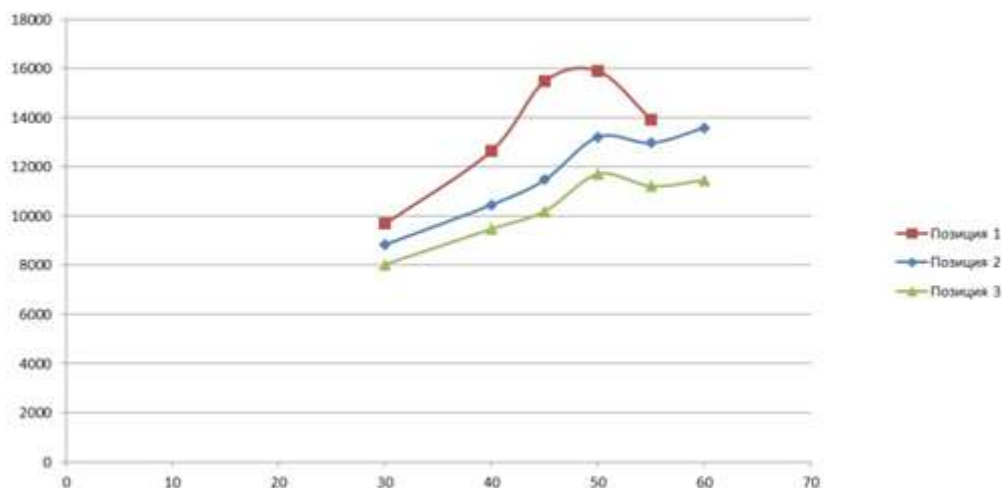
3) расстояние от входной кромки до точки размещения уголкового стабилизатора (позиция №1 – 0 мм от входной кромки, позиция №2 – 48 мм, позиция №3 – 88 мм).



а) уголкового стабилизатора с ребром 50 мм



б) уголкового стабилизатора с ребром 55 мм



в) уголкового стабилизатора с ребром 65 мм

Рисунок 2. Площади зон устойчивого горения (мм²).

В ходе экспериментов выяснилось, что зоны обратных токов и зоны смещения не статичны, а имеют «плавающие» границы [5]. С целью установления усредненных координат зоны устойчивого горения, для каждого положения уголка было проведено по 3 эксперимента. Результаты представлены на рис. 2.

Из графиков видно, что при размещении уголков в первой позиции при углах раствора 55-60 градусов, площадь зоны устойчивого горения является наибольшей, а при дальнейшем увеличении углов раствора идет на спад. Так же видно, что самым выгодным в этом плане оказался уголкового стабилизатор с длиной ребра 55 мм.

Во втором эксперименте, проводились исследования в модели камеры сгорания с переменной площадью средней части и переменными размерами диффузорного входного и конфузорного выходного каналов. Таким образом, было исключено влияние стенок камеры сгорания на зону течения при больших углах раствора уголкового стабилизатора. Постоянными в данном случае были:

- 1) длина ребра уголкового стабилизатора;
- 2) расстояние от входной кромки до точки размещения уголкового стабилизатора (0 мм от входного сечения).

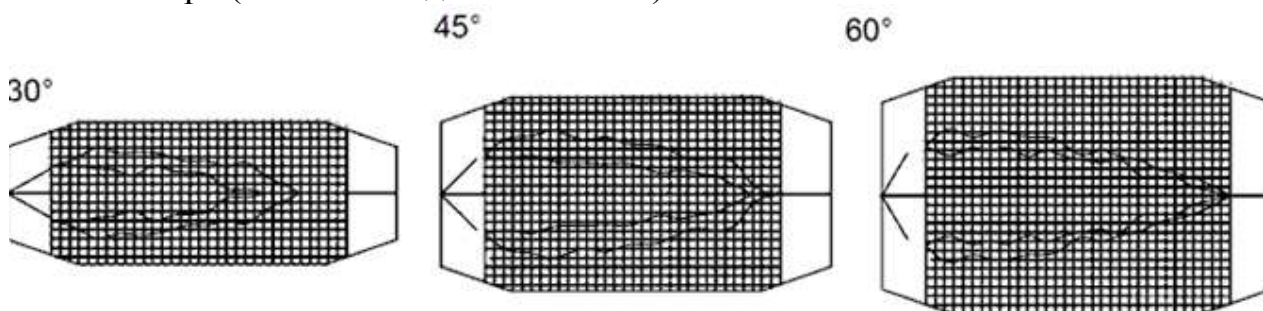


Рисунок 3. Модель камеры сгорания с динамикой стенок.

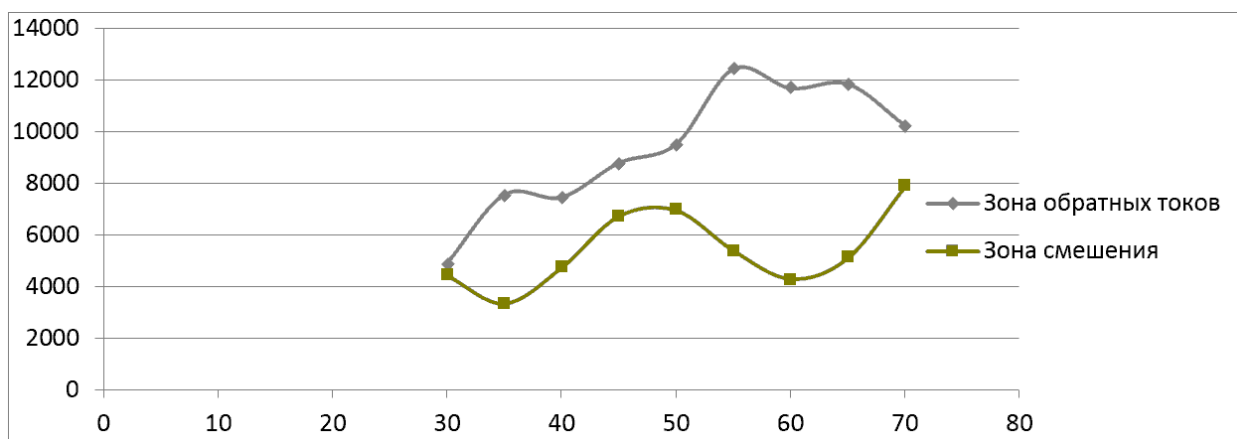


Рисунок 4. Площади зон устойчивого горения (мм²).

Угол раствора стабилизатора менялся в диапазоне от 30 до 70 градусов. Результаты эксперимента представлены на рис. 4.

Из полученных результатов можно сделать вывод, что при увеличении угла раствора уголкового стабилизатора, наблюдается увеличение площади зоны обратных токов вплоть до положения стабилизатора в 55 градусов. При дальнейшем увеличении угла раствора, площадь зоны обратных токов уменьшается. Кроме этого, наблюдается небольшой спад, а затем плавное увеличение площадей в зоне смещения вплоть до угла раствора уголка в 50 градусов. Далее наблюдается спад до 60 градусов, а далее площадь вновь увеличивается. С чем связано данное явление пока говорить трудно, необходимы дальнейшие исследования.

Данные, полученные в результате проведенных исследований, являются исходной информацией при проектировании модельной камеры сгорания для отработки горения на экспериментальном стенде.

ЛИТЕРАТУРА

1. Виноградов Р.И., Жуковский М.И., Якубов Н.Р. Газодинамическая аналогия и практическое приложение. – М.: Машиностроение, 1978. – 152 с.
2. Богомолов А.И., Михайлов К.А. Гидравлика. – М.: Машиностроение, 1978. – 648 с.
3. Емцев Б.Т. Техническая гидромеханика. – М.: Машиностроение, 1978. – 440 с.
4. Седов Л.И. Методы подобия и размерностей в механике. – М.: Наука, 1977. – 400 с.
5. Скоробогатов С.В., Исаев А.И., Исследование организации зон обратных токов в камере сгорания стехиометрического двигателя. – Иркутск, ИФ МГТУ ГА. Сборник трудов VI Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов 7 мая 2013г. – 181 с.

РАСЧЁТ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖЁСТКОСТИ И ДЕМПФИРОВАНИЯ УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР РОТОРОВ

Барманов И.С.

isbarmanov@mail.ru

Кафедра основ конструирования машин

ФГБОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)»
(г. Самара)

Вибрационное состояние двигателя зависит от характеристик жёсткости и демпфирования опор роторов. Для обеспечения высокой надёжности и ресурса двигателя необходимо разработать конструкцию опоры, обеспечивающую необходимые характеристики. В работе приводится методика расчёта характеристик упругодемпферных опор роторов авиационных двигателей.

Эффективная эксплуатация двигателей летательных аппаратов (ДЛА) и энергетических установок (ЭУ) невозможна без обеспечения высоких показателей их надёжности. Надёжность современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяется уровнем вибрации статора и амплитудой колебаний роторов, которые в первую очередь зависят от динамических характеристик жёсткости и демпфирования опор роторов. Для улучшения вибрационного состояния ГТД в настоящее время широко используются упругодемпферные опоры (УДО) (рис. 1), характеристики которых определяются конструкцией её структурных элементов: корпуса, упругого элемента (УЭ), подшипника качения (ПК) и демпфера.

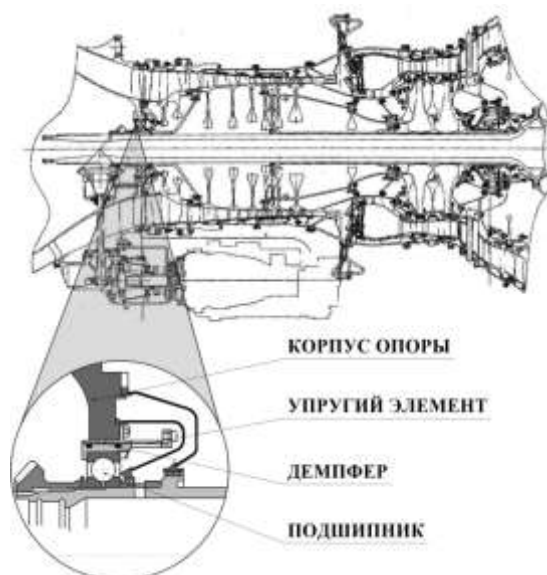


Рисунок 1. Упругодемпферная опора.

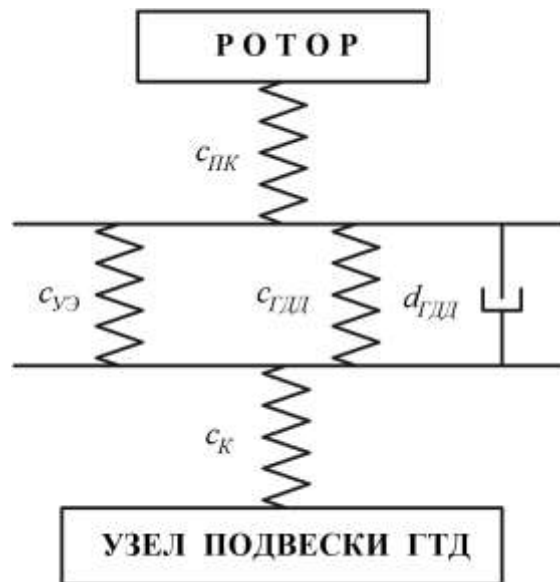


Рисунок 2. Схема УДО.

Наибольшее применение в опорах авиационных ГТД нашли следующие структурные элементы: упругий элемент типа «беличьего колеса», короткий непроточный гидродинамический демпфер (ГДД), радиальный роликовый и радиально-упорный шариковый подшипники качения. На рис. 2 приведена схема УДО.

Коэффициент жёсткости УДО будет определяться коэффициентами жёсткости и схемой соединения её элементов. При последовательной схеме соединения складываются податливости элементов $\frac{1}{c} = \frac{1}{c_1} + \frac{1}{c_2}$, при параллельной схеме соединения элементов складываются коэффициенты жёсткости элементов $c = c_1 + c_2$. Выражение для коэффициента жёсткости УДО (рис. 1) будет иметь следующий вид:

$$c_{УДО} = \frac{c_K c_{ПК} (c_{ГДД} + c_{УЭ})}{c_K c_{ПК} + c_K (c_{ГДД} + c_{УЭ}) + c_{ПК} (c_{ГДД} + c_{УЭ})}, \quad (1)$$

где c_K – коэффициент жёсткости корпуса, $c_{ПК}$ – коэффициент жёсткости ПК, $c_{ГДД}$ – коэффициент жёсткости ГДД, $c_{УЭ}$ – коэффициент жёсткости УЭ.

Демпфирование в УДО определяется в основном ГДД, так как демпфирование в ПК и УЭ несоизмеримо мало. В этом случае, коэффициент демпфирования УДО будет равен $d_{УДО} = d_{ГДД}$, где $d_{ГДД}$ – коэффициент демпфирования ГДД. Для определения характеристик УДО необходимо иметь современные и достоверные методики расчёта характеристик структурных элементов, учитывающие многообразие конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов.

Для повышения достоверности расчётов характеристик УДО при проектировании, а также снижения затрат времени разработаны методики расчёта характеристик жёсткости и демпфирования структурных элементов.

Коэффициент демпфирования ГДД по формуле, которая соответствует линейной характеристике тангенциальной составляющей гидродинамической силы и имеет следующий вид:

$$d_{гдд} = \frac{F_{\tau}}{V} = \frac{F_{\tau}}{e\Omega}, \quad (2)$$

где V – скорость прецессии.

Тангенциальная составляющая гидродинамической силы F_{τ} зависит от режима течения смазки в зазоре демпфера (ламинарный, турбулентный, с наличием зон кавитации, с учётом сил инерции), геометрических параметров демпфера и определяется по зависимостям работы [1]. Изначально необходимо задать исходные данные для ГДД: частоту прецессии Ω , длину L , радиус R , эксцентриситет e , шероховатость Ra и вязкость смазки μ ГДД. При прямой синхронной прецессии, что характерно для ДЛА, частота прецессии определяется частотой вращения ротора. Длину демпфера первоначально можно принять равной ширине подшипника B , радиус демпфера можно определить по зависимости $R = 0,5D_c + a$, где D_c – диаметр центрирования сепаратора подшипника, a – толщина обода УЭ в месте установки подшипника (рис. 3).

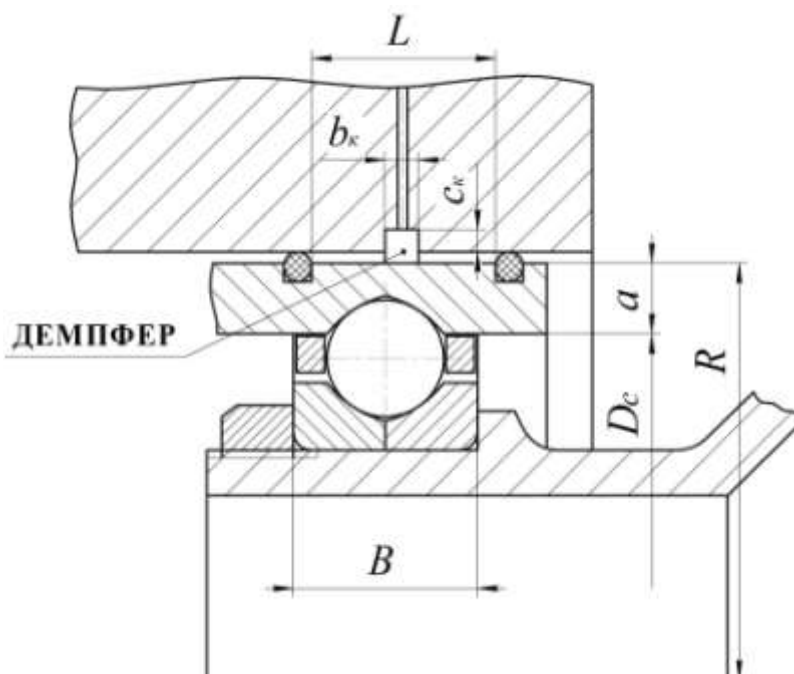


Рисунок 3. Определение размеров ГДД.

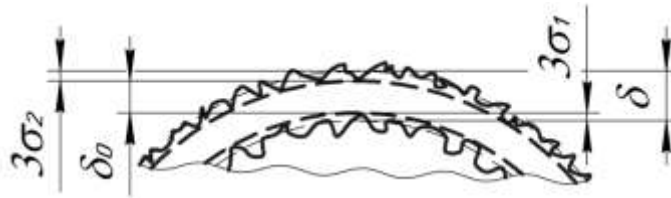


Рисунок 4. Определение зазора с учётом шероховатости.

Исходя из рабочей температуры смазки, определяется её вязкость. Величину шероховатости рабочих поверхностей демпфера рекомендуется принять равной $Ra=1,25$, т.к. её можно получить тонким точением, что не является дорогостоящей технологической операцией. Величину эксцентриситета при работе ГДД можно определить максимально допустимой амплитудой колебаний ротора в районе опоры. Для обеспечения осевого течения жидкости в коротком непроточном ГДД на концах вибратора устанавливаются уплотнения – поршневые металлические кольца или резиновые кольца, а в средней части демпфера выполняется канавка шириной $b_k=4\dots 6$ мм и глубиной $c_k=3\dots 4$ мм.

В случае нормального распределения шероховатости поверхностей при обработке поверхностей шлифованием или тонким точением, номинальное значение зазора (рис. 4) определяется в виде $\delta = \delta_0 + 3\sigma_i$, где δ_0 – величина демпферного зазора в концентричном положении, измеренная между вершинами микронеровностей. Среднее абсолютное отклонение шероховатости рабочих поверхностей согласно [1] $\sigma_i \cong 1,25Ra_i$.

В области малых величин демпферного зазора гидродинамическая задача сводится к решению усредненного уравнения Рейнольдса в виде [1]:

$$R^2 H_z \bar{h}^3 \frac{\partial^2 P}{\partial z^2} = 12 \mu R^2 (e \Omega \sin \varphi + \dot{e} \cos \varphi),$$
 где $\bar{h} = \delta_0 + 3\sigma_i + e \cos \varphi$ – величина зазора на угловой координате φ ; z – осевая координата; R – радиус; e – эксцентриситет; \dot{e} – скорость вибратора; P – динамическое давление; μ – динамическая вязкость смазки; Ω – частота прецессии.

Решение данного уравнение позволяет определить распределение давления по поверхности демпфера и величины гидродинамических сил – тангенциальной и радиальной. Для случая полного охвата вибратора смазкой тангенциальная и радиальная сила имеют следующий вид:

$$\bar{F}_{\tau T}^{fi} = 2\beta J_3^{20} \Big|_0^{\varphi_{1T}} + 2b\beta J_3^{20} \Big|_{\varphi_{1T}}^{\varphi_{2T}} + 2\beta J_3^{20} \Big|_{\varphi_{2T}}^{\pi} - \frac{(b-1)^4 \psi^3}{24 H_z a^3 \varepsilon^2 \lambda \sigma^3} J_3^{-10} \Big|_{\varphi_{1T}}^{\varphi_{2T}} - \frac{a \varepsilon^2 \lambda^3 \sigma}{8 \psi H_z} J_3^{30} \Big|_{\varphi_{1T}}^{\varphi_{2T}},$$

$$\bar{F}_{RT}^{fi} = \frac{\lambda^2 \sigma \pi}{36 \varepsilon H_z^{2/3}} \left(\alpha \left(\frac{2 - \varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} - 2 \right) + \frac{1}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} - 1 \right),$$

где $\lambda, \psi, \varepsilon, \sigma$ – безразмерные длина, зазор, эксцентриситет и параметр инерции соответственно; a и b – постоянные линеаризации; J_N^{ji} – интегралы теории смазки; α – коэффициент профиля скорости смазки; $\beta = \varepsilon\lambda^2/12H_z$.

Коэффициенты расхода определяются в зависимости от вида шероховатости и значений скоростей вдоль координатных осей x и z . Для поверхностей с изотропной шероховатостью коэффициенты расхода хорошо аппроксимируются выражением $H_z = 1 - 0,9 \exp\left(-\frac{0,56\bar{h}_z}{\sigma_i}\right)$, где \bar{h}_z – номинальная величина зазора, определяемая как расстояние между средними уровнями рабочих поверхностей; $\sigma_i = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}$ – среднеквадратичное отклонение совместной шероховатости 1^{ой} и 2^{ой} поверхностей.

После того как все размеры определены, вычисляется коэффициент жёсткости ГДД $c_{ГДД} = F_R/e$. В случае полного охвата вибратора смазкой и малом влиянии сил инерции жёсткостью ГДД можно пренебречь, приняв её равной нулю ($c_{ГДД} = 0$).

Коэффициент радиальной жёсткости шарикового подшипника изменяется в широких пределах, а само значение гораздо меньше, чем коэффициент жёсткости роликового подшипника. Исходными данными для расчёта шарикового подшипника являются: осевая F_a и радиальная F_r нагрузка, частота вращения ротора, внутренняя геометрия, механические свойства материалов, свойства смазки и др. Радиальная нагрузка определяется весом ротора и величиной дисбалансной нагрузки. Величина дисбаланса определяется точностью балансировки и частотой вращения ротора. Осевая нагрузка определяется разностью газодинамических сил в проточной части двигателя. Газодинамические силы определяются размерами и перепадами давлений проточной части, полученными на основе термогазодинамического расчёта.

Коэффициент радиальной жёсткости шарикового радиально-упорного подшипника существенно зависит от соотношения осевой и радиальной нагрузки – если $0,1 > F_a/F_r > 0,4$, то жёсткость ПК можно не учитывать ($c_{ПК} = \infty$). В противном случае необходимо определить радиальную жёсткость подшипника по методике, изложенной в [2]. В случае применения в опоре роликового подшипника следует также принимать $c_{ПК} = \infty$.

Определить коэффициент жёсткости корпуса целесообразно численным способом расчёта с помощью метода конечных элементов, используя, например, программный комплекс ANSYS. Для этого необходимо создать конечно-элементную модель корпуса, к которой прикладывается нагрузка. Под действием нагрузки определяются деформации и перемещения корпуса, что позволит вычислить коэффициент жёсткости корпуса.

Значение коэффициента жёсткости УЭ обеспечивается его геометрическими параметрами по следующей зависимости [3]:

$c_{УЭ} = \frac{nEbh(b^2 + h^2)}{2l_0^3} k_1 k_2 k_3$, где n – количество упругих балочек; E – модуль упругости материала; l_0 – длина упругих балочки; b – ширина упругих балочки; h – толщина упругих балочек; r – радиус скругления пазов; k_1, k_2, k_3 – поправочные коэффициенты.

$$k_1 = \frac{1}{\left(1 + \frac{2\sqrt{bh}}{l_0}\right)^3}, k_2 = \frac{1}{1 - 8,2\left(\frac{l_0}{h}\right)^{-1,35} \frac{r}{b}},$$

$$k_3 = \frac{1}{9,5 \cdot 10^{-5} \frac{l_0^3}{h^3} - 8,6 \cdot 10^{-3} \frac{l_0^2}{h^2} + 0,27 \frac{l_0}{h} - 1,825}.$$

Для исключения или минимизации перекоса втулки длину упругих балочек l_0 нужно принимать настолько максимальной, насколько позволяют габаритные размеры УДО. Далее задаётся количество балочек n , которое должно было не менее 16, чтобы уменьшить анизотропию в УЭ. Радиус скругления пазов r следует задать исходя из номенклатуры диаметров торцевых фрез d_ϕ . Для упрощения технологического процесса изготовления пазов УЭ, рекомендуется принять ширину прорезей $m = d_\phi = 2r$. При определении внешнего диаметра УЭ следует отталкиваться от радиуса демпфера $D = 2R$. Количество балочек, внешний диаметр УЭ и ширина прорезей определяют ширину балочки $b = \frac{\pi D}{n} - m = \frac{2\pi R}{n} - 2r$ (рис. 5). Должно выполняться условие $r/b \leq 1$, которое определяет границы применимости поправочного коэффициента k_2 . Желательно чтобы ширина и толщина балочек были близки по величине.

Таким образом, с помощью данных методик можно определить динамические характеристики жёсткости и демпфирования упругодемпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок.

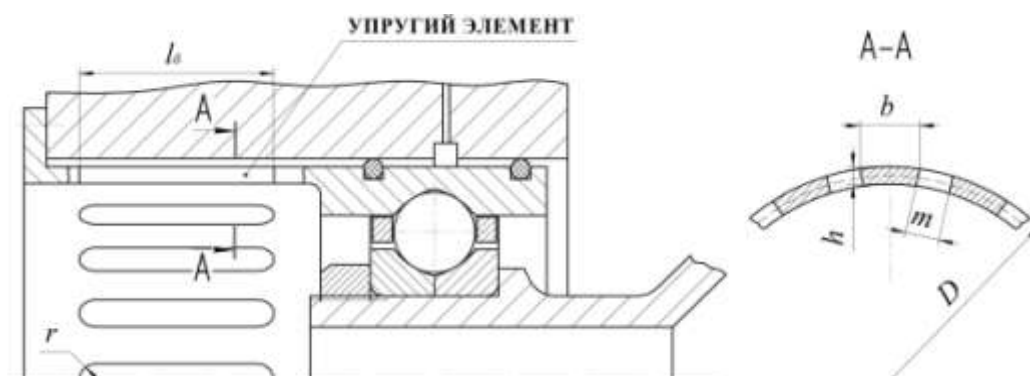


Рисунок 5. Определение размеров УЭ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Барманов, И.С. Методика расчёта характеристик короткого гидродинамического демпфера с учётом качества обработки рабочих поверхностей [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2011. – 29 с. – деп. в ВИНТИ Рос.акад. наук 15.07.2011, № 346-B2011.
2. Барманов, И.С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2010. – 61 с. – деп. в ВИНТИ Рос.акад. наук 29.11.2010, № 664-B2010.
3. Барманов, И.С. Методика расчёта коэффициента жёсткости авиационных упругих элементов [Текст] / И.С. Барманов // Симпозиум с международным участием «Самолётостроение России. Проблемы и перспективы» – Самара, СГАУ, 2012. – С. 59-60.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТЯЖЕННОСТИ ЗОН ОБРАТНЫХ ТОКОВ ЗА ЛОПАТОЧНЫМИ ЗАВИХРИТЕЛЯМИ

Нго Куанг Туен

quangtuyendk44@gmail.com

Институт авиамашиностроения и транспорта

Национальный Исследовательский

Иркутский государственный технический университет

(г. Иркутск)

Исаев А.И.

Кафедра авиационных двигателей

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье приведены основные результаты исследования протяженности зон обратных токов в кольцевой камере сгорания ГТД. Моделирование течения основано на гидрогазодинамической аналогии в модельном секторе камеры, размещенном в гидробассейне. Определение протяженности зон обратных токов осуществлялось на основе визуализации течения с нахождением граничных точек с осевой скоростью равной нулю. Геометрическое место граничных точек и определяет протяженность зон.

Полнота сгорания топлива в камере сгорания ГТД и эмиссия вредных веществ главным образом определяются организацией условий образования топливо-воздушной смеси и собственно процесса горения.

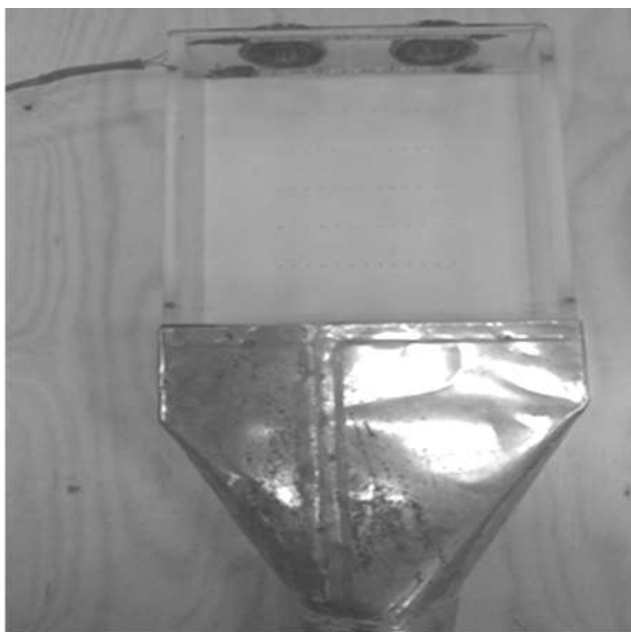


Рисунок 1. Объект исследования.

Использование лопаточных завихрителей потока обеспечивает формирование продольного вихревого течения с наличием зон обратных токов. Протяженность вихревого течения и зон обратных токов, распределение полей скоростей потока в сочетании с условием подачи топлива и горения в конечном итоге определяют как полноту сгорания топлива, так и эмиссию вредных веществ.

Для определения протяженности зон обратных токов были проведены экспериментальные исследования в модельном секторе кольцевой камеры сгорания (рис. 1).

Модельный сектор камеры включает в себя фронтное устройство, состоящее из двух лопаточных завихрителей, позволяющий не только формировать вихревые течения за ними, но и обеспечивать интерференцию между ними. Сектор выполнен, пренебрегая кривизной боковых поверхностей.

При планировании эксперимента исходили из того, что зоны обратных токов расположены внутри вихревых течений, а протяженность самого вихревого течения за лопаточным завихрителем известна [1].

Режим течения задавался в соответствии с рекомендациями, изложенными в работе [2]. Для визуализации течения в зоне обратных токов боковая и торцевая поверхности перфорированы рядами отверстий, через которые в необходимую точку пространства подводится зонд для подачи подкрашенной жидкости в поток (рис. 2).

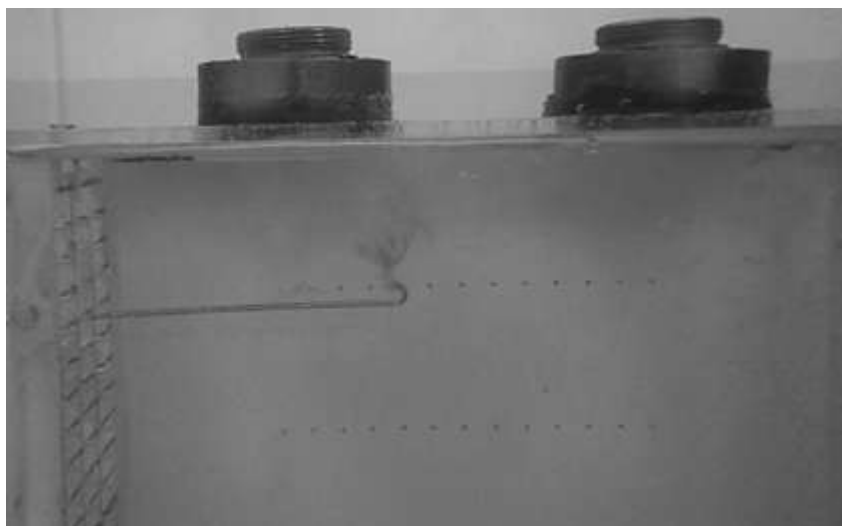


Рисунок 2. Визуализация течения.

По направлению осевой составляющей скорости определялась топография зоны в рассматриваемом сечении. Внутри зоны обратных токов осевая направленность течения в сторону завихрителей, на внешней границе зоны осевая составляющая скорости равна нулю, а вне зоны течение с осевой направленностью от завихрителей.

В ходе эксперимента определялось геометрическое место точек пространства с нулевым значением осевой составляющей скорости в вихревом течении, которое позволяет определить контур зоны обратных токов в сечении (рис. 3).

Описание линии контура в сечении осуществлялось на основе 8-ми точек, найденных в ходе эксперимента. Эллипсоидность формы зоны в сечении обусловлено тем обстоятельством, что расстояние между осевых линий завихрителей больше расстояния между боковыми поверхностями.

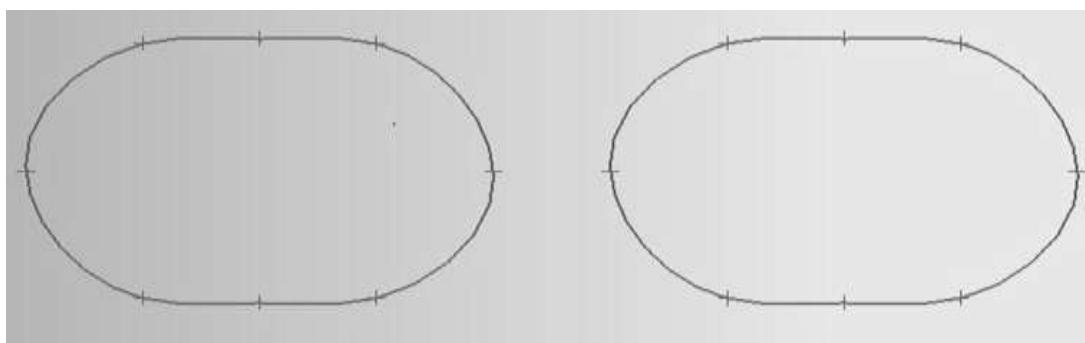


Рисунок 3. Контур зоны обратных токов в сечении.

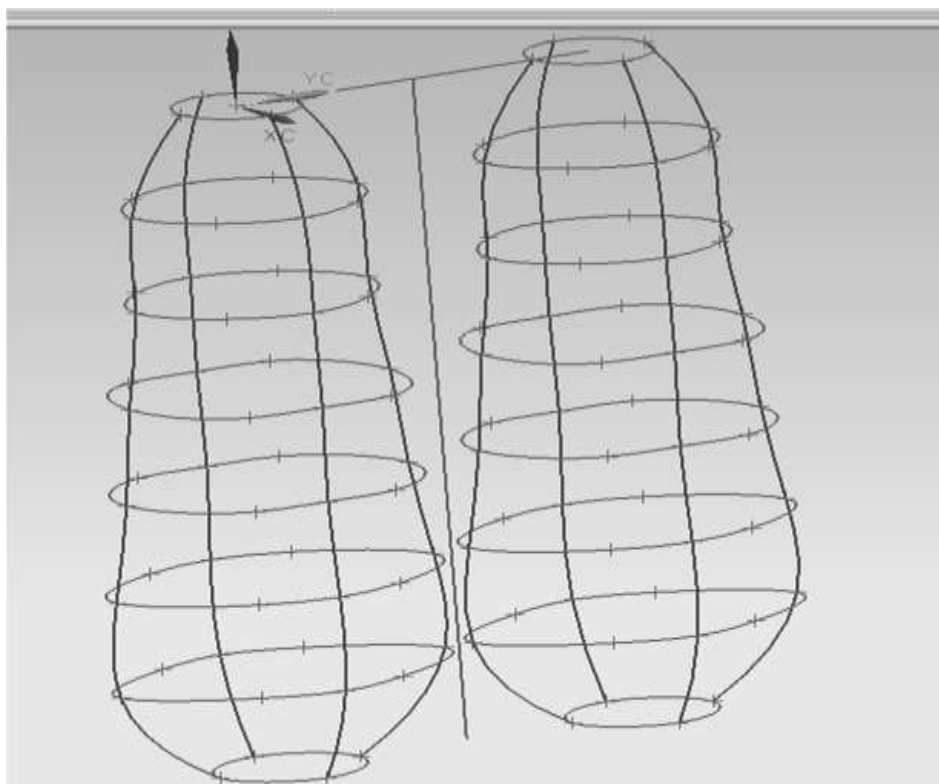


Рисунок 4. Пространственная картина зон обратных токов.

Причем соотношение этих расстояний и определяют соотношение между центральными осями эллипса.

Проведя последовательное осевое смещение от завихрителя, в ходе эксперимента были определены контуры сечений, которые позволили описать боковые поверхности, ограничивающие зоны обратных токов.

В дальнейшем, добавив к полученной пространственной картине внешние для них вихревые течения, можно получить общую картину течения за лопаточным завихрителем. Что, в свою очередь, позволит выработать модель течения, позволяющую определять скорость потока и в области образования топливо-воздушной смеси и в области горения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нго Куанг Туен, Исаев А.И. Исследование организации вихревого течения в кольцевой камере сгорания ГТД. – Иркутск. ИФ МГТУ ГА. Сборник трудов VI Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов 7 мая 2013г, С.191 – 194.
2. Виноградов Р.И., Жуковский М.И., Якубов Н.Р. Газодинамическая аналогия и практическое приложение. – М.: Машиностроение, 1978. – 316 с.

ВЛИЯНИЕ ПРЕЦЕССИОННОГО ДВИЖЕНИЯ РОТОРА ГТД НА ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА МАСЛА В МАСЛОПРОВОДЕ

Караваев Ю.А.¹, Ходацкий С.А.², Шушарин В.А.³

¹karabaeb@mail.ru, ²sergeixodatski@mail.ru, ³Chycharin@mail.ru

Кафедра авиационных двигателей

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Рассмотрены вопросы обеспечения работоспособности межвального подшипника ГТД.

Для подвода масла к межвальному подшипнику в двухвальных ГТД часто используется способ прокладки маслопровода внутри вала ротора низкого давления. Однако вращающиеся роторы ГТД являются основными источниками вибраций, уровень которых для тяжелых самолетов в районе опор двигателя может достигать по виброскорости $V_{\text{вибр}}=60-90$ мм/с, а по коэффициенту виброперегрузки $K_f=4-5$ [1, 2].

Величина скорости потока масла в маслопроводе выбирается из условия обеспечения ламинарного режима течения и не должна превышать 0,5-1,5 м/с [1]. Однако колебания маслопровода в поперечном направлении, вызванные прецессионным движением вала, могут стать причиной турбулизации потока масла и, как следствие, роста гидравлических потерь. В результате этого прокачка масла через межвальный подшипник может снизиться, что приведет к его перегреву.

Схема движения поперечного сечения вращающегося вала при круговой прецессии приведена на рис. 1. При таком движении поперечное сечение вала 1 и маслопровода 2 будут совершать плоскопараллельное движение относительно неподвижной системы координат OYZ влево – вверх – вниз – направо, которое может быть описано системой уравнений вида:

$$\begin{aligned}y &= y_0 \cos \omega t; \\z &= z_0 \sin \omega t,\end{aligned}\tag{1}$$

где y_0 , z_0 – амплитуда колебаний вала относительно оси OY и оси OZ; ω – частота кругового движения вала.

Если принять допущение об отсутствии зазоров между опорами маслопровода 2, рис. 1, и внутренней поверхностью вала 1, а также об отсутствии податливости этих опор, то вынужденное изгибное движение маслопровода также будет характеризоваться амплитудами колебаний y_0 , z_0 .

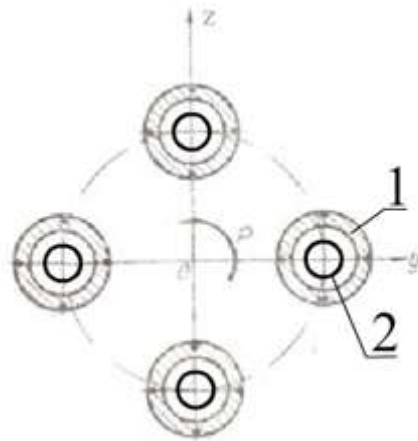


Рисунок 1. Схема движения поперечного сечения вращающегося вала при круговой прецессии.

В этом случае движение масла оказывается сложным. Частицы масла, во-первых, движутся относительно маслопровода вдоль его продольной оси, во-вторых они совершают переносное движение вместе с маслопроводом в плоскости, перпендикулярной этой оси.

Переносное движение маслопровода обусловит появление дополнительных сил, действующих на поток масла в плоскости OYZ:

– сила инерции P_j , пропорциональная $\frac{d^2y}{dt^2}$ или $\frac{d^2z}{dt^2}$;

– сила жидкостного трения $P_{тр}$, появляющаяся за счет движения масла относительно стенок маслопровода в направлениях осей OY и OZ и пропорциональная $\frac{dy}{dt}$ или $\frac{dz}{dt}$;

– сила, действующая на поток масла со стороны стенки маслопровода $P_{пер}$, совершающего гармонические колебания под воздействием прецессирующего вала с амплитудой $A = \frac{K_j \cdot g}{\Omega^2}$, где g – ускорение свободного падения; Ω – частота вращения вала двигателя. Величина этой силы будет равна силе упругости маслопровода $P_{упр}$, но направлена в противоположную сторону, т.е. $P_{пер} = -P_{упр} = -K_{упр} \cdot A$.

Тогда для потока масла, совершающего перемещения относительно осей OY и OZ можно записать следующие соотношения:

$$\begin{aligned} m \frac{d^2 y}{dt^2} + \tau \frac{dy}{dt} - K_{ynp} \cdot \frac{K_j \cdot g}{\Omega^2} \cos \omega t &= 0 \\ m \frac{d^2 z}{dt^2} + \tau \frac{dz}{dt} - K_{ynp} \cdot \frac{K_j \cdot g}{\Omega^2} \sin \omega t &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

где m – масса масла, заключенного в рассматриваемом объеме маслопровода; τ – коэффициент жидкостного трения; Ω – частота вращения ротора двигателя. Чаще всего прецессионное движение вала вызвано неуравновешенностью ротора, поэтому в дальнейшем принимаем $\Omega = \omega$; K_{ynp} – коэффициент упругости стенок маслопровода.

Ввиду идентичности дифференциальных уравнений относительно осей OY и OZ, далее рассмотрим лишь порядок решения уравнения относительно оси OY. Введя новую переменную $U = \frac{dy}{dt}$ и перенеся последнее слагаемое в правую часть уравнения, получим:

$$m \frac{dU}{dt} + \tau U = K_{ynp} \cdot A_0 \cos \omega t. \quad (3)$$

Введем обозначения $T = \frac{m}{\tau}$; $R = \frac{K_{ynp}}{\tau}$. Тогда получим соотношение:

$$T \cdot \frac{dU}{dt} + U = R \cdot A_0 \cdot \cos \omega t. \quad (4)$$

Рассматривая маслопровод с маслом как систему, входным сигналом которой является амплитуда колебаний маслопровода, а выходным – перемещение масла относительно стенок маслопровода вдоль оси оу, можно величину, стоящую в правой части уравнения рассматривать как гармонический входной сигнал. В дальнейшем его можно представить как функцию комплексной переменной ($j\omega$), т.е. $R A_0 e^{j\omega t}$, где A_0 – амплитуда входного сигнала. Тогда решение уравнения можно искать в виде [3]:

$$U = W(j\omega) e^{j\omega t}. \quad (5)$$

Подставив значение U в исходное уравнение получим:

$$T \cdot j\omega \cdot W(j\omega) \cdot A_0 \cdot e^{j\omega t} + W(j\omega) \cdot A_0 \cdot e^{j\omega t} = R \cdot A_0 \cdot e^{j\omega t}. \quad (6)$$

Тогда

$$W(j\omega) = \frac{R}{1 + jT\omega} = \frac{R \cdot (1 - jT\omega)}{(1 + jT\omega) \cdot (1 - jT\omega)} = \frac{R}{1 + T^2 \omega^2} + \frac{-RT\omega}{1 + T^2 \omega^2} j, \quad (7)$$

где $M(\omega) = \frac{R}{1 + T^2 \cdot \omega^2}$; $N(\omega) = \frac{-RT\omega}{1 + T^2 \cdot \omega^2}$.

Используя полученные соотношения, определим амплитудную и логарифмическую амплитудную частотные характеристики:

$$W(\omega) = \sqrt{M^2(\omega) + N^2(\omega)} = \frac{R}{\sqrt{1 + T^2 \cdot \omega^2}}; \quad (8)$$

$$\psi(\omega) = \arctg \frac{N(\omega)}{M(\omega)} \quad L(\omega) = 20 \lg K - 20 \lg T \omega.$$

где $W(\omega) = A/A_0$, A – амплитуда выходного сигнала.

На рис. 2 представлен характер изменения логарифмической амплитудной частотной характеристики. Ширина полосы пропускания частот в системе маслопровод – поток масла значительно превосходит рабочий диапазон частот вращения ротора низкого давления $\omega_{раб}$, что свидетельствует о возможном влиянии изгибных движений маслопровода на режим течения масла в нем.

На рис. 3 представлены результаты расчета величины ускорений потока масла в горизонтальной плоскости (перпендикулярно основному направлению движения), обусловленные переносным движением маслопровода при постоянном значении виброскорости.

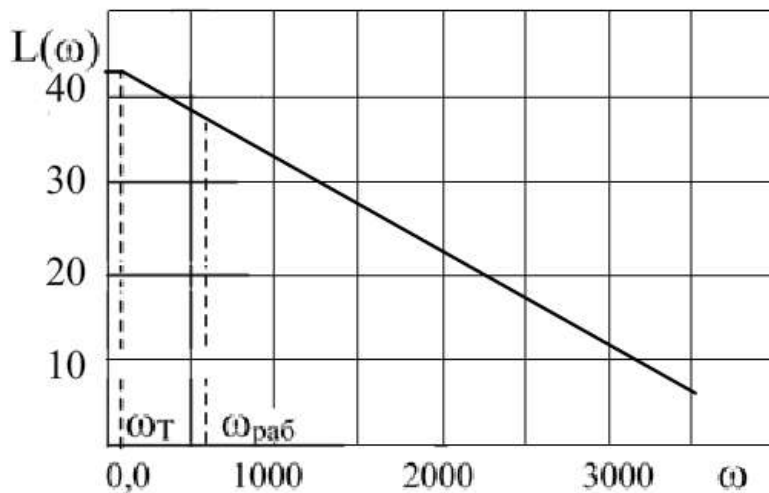


Рисунок 2. Изменения логарифмической амплитудной частотной характеристики.

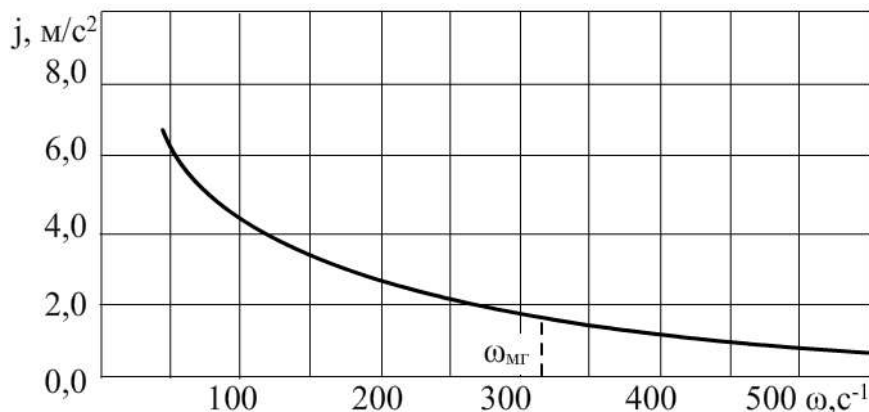


Рисунок 3. Величина ускорений потока масла в горизонтальной плоскости.

Из графика следует, что с увеличением частоты вращения ротора двигателя влияние переносного движения маслопровода на параметры потока масла снижается. В диапазоне рабочих частот вращения ротора величина ускорения частиц масла в направлении переносного движения маслопровода достигает $1,5-0,8 \text{ м/с}^2$, что подтверждает возможность турбулизации потока масла на этих режимах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Секистов В.А. Конструкция авиационных двигателей. М.: Воениздат, 1977. – 373 с.
2. Штода А.В., Алещенко С.П., Иванов А.Я. и др. Конструкция авиационных двигателей. М.: ВВИА, 1970. – 388 с.
3. Крутов В.И., Данилов Ф.М., Кузьмин П.К. и др. Основы теории автоматического регулирования. М.: Машиностроение, 1984. – 368 с.

ЭЛЕКТРОННЫЕ МЕТОДЫ МОНИТОРИНГА ПАРАМЕТРОВ АВИАМОТОРНОГО МАСЛА В ПРОЦЕССЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Портнов М.А.

i787m@yandex.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье проводится краткий анализ электронных методов измерения параметров физических объектов и возможность их применения для измерения эксплуатационных параметров авиамоторных масел в процессе работы двигателя.

Авиамоторное масло – продукт перегонки нефти, текучее вещество с кинематической вязкостью от 14 (МС-14) до 20,5 (МС-20), полупрозрачное с цветом на колориметре ЦНТ от 8 до 7 единиц соответственно, не электропроводно [1]. Его эксплуатационные параметры можно разделить на две основные группы:

– химические, такие как коксуемость, кислотное число, зольность, термоокислительная стабильность, коррозионность;

– физико-механические, такие как плотность, вязкость кинематическая, индекс вязкости, содержание механических примесей, температура вспышки, температура застывания, цвет, диэлектрические свойства [2].

Важным аспектом в эксплуатации авиамоторного масла, критично влияющих на безопасность полетов, является удельный объем (или масса) содержания механических примесей продуктов износа в рабочем объеме системы смазки двигателя и ухудшение смазывающих свойств масла при попадании авиационного керосина через уплотнительные соединения в системе смазки, контактирующие с топливной системой [3]. Изменение этих параметров совокупно отражается на изменении диэлектрических свойств и электропроводности авиамоторного масла [4].

Как следствие, в результате эксплуатации авиамоторного масла будут происходить необратимые изменения его диэлектрических свойств и электропроводности. При этом измеряемые текущие величины в каждой точке наблюдения будут отличаться от величины предыдущего измерения.

Таким образом, организовав непрерывное измерение электрических величин пропорциональных диэлектрическим свойствам и электропроводности, организовав непрерывное слежение за значениями измерений, можно рассчитывать на решение задачи по обнаружению происходящих во время эксплуатации двигателя событий, влияющих на свойства авиамоторного масла, а при проведении наземных видов обслуживания – решать задачи по прогнозированию значений остаточного ресурса авиационного двигателя [3].

Диэлектрические свойства авиамоторного масла будут зависеть: от начальных физико-химических параметров, заложенных при его производстве; от эксплуатационных режимов, влияющих на температуру, до которой происходит нагрев масла при эксплуатации; срока эксплуатации масла; разбавления другими жидкостями (авиационный керосин, вода и т.д.); содержания механических примесей в виде продуктов температурного разрушения базового вещества и различных модифицирующих добавок.

Нетрудно предположить, что, используя авиамоторное масло в измерительной системе в качестве диэлектрика [4, 5], мы можем в построении измерительной системы воспользоваться физическими принципами, описывающими работу такого известного прибора, как конденсатор. Итак, связав две параллельные одинаковые металлические пластины электродами, уходящими в измерительный прибор, и поместив эти пластины в диэлектрик – авиамоторное масло, мы получаем основу измерительной системы – датчик, который можно будет размещать в масляной магистрали авиационного двигателя. Поведение такой измерительной системы будет идентично поведению обычного конденсатора, в диэлектрике которого непрерывно изменяются свойства. Самый результативный способ получения информации о диэлектрике в такой системе – это измерение переходного процесса заряд-разряда пластин конденсатора электрическим полем [5]. Альтернативное название – релаксационный процесс или, другими словами, реакция системы на единичное воздействие прямоугольным импульсом напряжения малой длительности [6]. Время, требуемое измерительной системе на заряд измерительного конденсатора, будет прямо пропорционально диэлектрическим

свойствам объема масла, находящегося между пластинами. Эквивалентная электрическая схема измерительной системы, позволяющая контролировать диэлектрические свойства, показана на рис. 1. Она включает в свой состав генератор единичного прямоугольного импульса ГИ с внутренним сопротивлением $Rг$, блокировочный диод $VDб$ и измерительный конденсатор, эквивалентная схема которого идентична схеме электрического конденсатора.

Заряжая измерительный конденсатор через внутреннее сопротивление генератора импульсов и блокировочный диод, мы электрически развязываем процесс заряда и разряда, а также предотвращаем разряд через цепь заряда.

Таким образом, для анализа диэлектрических свойств достаточно производить измерение $tр$ времени разряда ИК равного временному интервалу между временем окончания импульса от генератора импульсов и временем, когда напряжение на пластинах конденсатора уменьшится на 95% от значения $U_{ген}$ и численно будет равно $3τ$ RC -цепи. Применяя эталонные внешние конденсатор во много раз большего значения чем C в ИК и сопротивление во много раз меньшего значения $Rд$ в ИК решается неоднозначность в вычислении значений параметров элементов образующих измерительную систему. Для вычисления значений C , $Rд$ и $ε$ в ИК справедливо выражение 1.

$$tр = 3 \times \tau = 3 \times (Rд \times C), \quad (1)$$

где $C = \epsilon \times \epsilon_0 \times \frac{S}{d}$.

Электропроводность авиамоторного масла в большинстве случаев обусловлена исключительно появлением продуктов износа узлов и агрегатов, омываемых маслом, в частности появлением мелкодисперсных частиц металлов, из которых выполнены эти узлы и агрегаты.

В эквивалентной схеме (рис. 1) измерительного конденсатора мы можем видеть $Rд$ - сопротивление, описывающее потери в диэлектрике. Его значение в новом авиамоторном масле находится в диапазоне значений от 20 до 50 МОм. Оно сильно зависит от рабочей температуры масла и в меньшей степени от содержания механических примесей неметаллического характера.

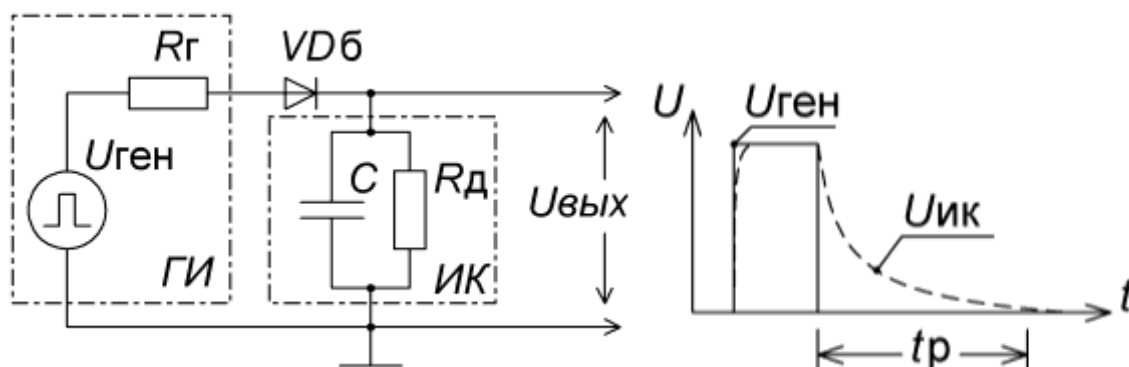


Рисунок 1. Эквивалентная электрическая схема измерительной системы и эпюры напряжений на пластинах измерительного конденсатора при единичном воздействии.

С появлением металлических мелкодисперсных частиц в составе механической примеси сопротивление R_d оказывается чувствительным к их наличию лишь тогда, когда расстояние между частицами становится меньше диаметра самих частиц. Таким образом, для решения задачи обнаружения мелкодисперсных металлических частиц анализ величины R_d оказывается неприемлем из-за низкой чувствительности к металлическим частицам при малых количествах их содержания в масле и возможно различной скорости их движения относительно измерительной системы.

Для решения этой задачи нужно обратить внимание на возможность применения электромагнитных полей, имеющих возможность взаимодействия с различными металлическими частицами, и, возможно, с более выраженным откликом магнитной измерительной системы на появление в механической примеси мелкодисперсных металлических частиц. Одним из применимых методов для решения задачи обнаружения присутствия мелкодисперсных металлических частиц, а также возможности селекции металлов по групповым признакам может быть выбран вихретоковый метод (ВТМ) [7, 8].

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 21743-76. Масла авиационные
2. Щербаков И.Н. Коняев Е.А., Методика определения технического состояния ГТД по значениям параметров продуктов износа в маслах: Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Тезисы докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 85-летию гражданской авиации России. – М.: МГТУ ГА, 2008 г. – С. 24
3. Воробьев В.Г. Константинов В.Д., Надежность и эффективность авиационного оборудования: Учеб.для ВУЗов – М.: Транспорт. – 1995. – 248с.
4. Новикова С.Ю. Физика диэлектриков //Электронное издание. М.: 2007. – 81с.
5. Гоноровский И.С., Радиотехнические цепи и сигналы: Учебник для ВУЗов. – 4-е изд., перераб. и доп. –М.: Радио и связь, 1986. – 512с.: ил.
6. Макшаков Е.Д., Релаксационные диэлькометрические измерительные преобразователи для мониторинга моторных масел: Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук. Ижевск-2013.
7. Устройство для вихретоковой размеромерии – Патент СССР 30.05.1982 – SU932207
8. Вихретоковый измеритель. Патент РФ 2384839.

ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ЖАРОВОЙ ТРУБЕ ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Усенко А.Н.¹, Майрович Ю.И.², Сафарбаков А.М.³
¹bestday2008@mail.ru, ²mator38@mail.ru, ³safarbakov@yandex.ru

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье приведены основные результаты исследования протяженности зон обратных токов в импульсной камере сгорания. Моделирование течения основано на гидрогазодинамической аналогии в модели импульсной камеры сгорания, размещенной в гидробассейне. Определение протяженности зон обратных токов осуществлялось на основе визуализации течения с нахождением граничных точек с осевой скоростью равной нулю. Геометрическое место граничных точек и определяет протяженность зон.

При проведении гидродинамических исследований была получена картина течения жидкости в импульсной камере сгорания с периферийным завихрителем (рис. 1) [1].

Анализ картины течения показал, что периферийный завихритель [2] создает за собой объемные циркуляционные зоны. При этом течение потока жидкости можно разделить на спиральное, кольцевое и циркуляционное. Все эти виды течений характеризуются двумя составляющими скоростей. Это осевая скорость C_a тангенциальная скорость C_r [3]. Сложение этих составляющих скоростей даст полную скорость. Рассмотрим по отдельности каждый вид течения.

В спиральном течении осевая составляющая скорости C_a направлена вдоль оси камеры сгорания к соплу. Тангенциальная составляющая C_r направлена к оси камеры сгорания. За счет того, что C_a существенно больше, чем C_r движение потока жидкости происходит по спирали. При таком течении жидкости часть потока уходит в кольцевое течение, а другая часть уходит в сопло камеры сгорания. От того какой перепад будет между осевой скоростью и тангенциальной будет зависеть характер течения.

В кольцевом течении осевая составляющая скорости равна нулю $C_a = 0$, а тангенциальная C_r очень большая. При таком виде течения жидкость с большой скоростью вращается по кольцу, и часть потока уходит в циркуляционное течение. В циркуляционном течении появляется осевая составляющая скорости. Но направлена эта скорость к завихрителю. Такое течение в жаровой трубе называется зоной обратных токов.

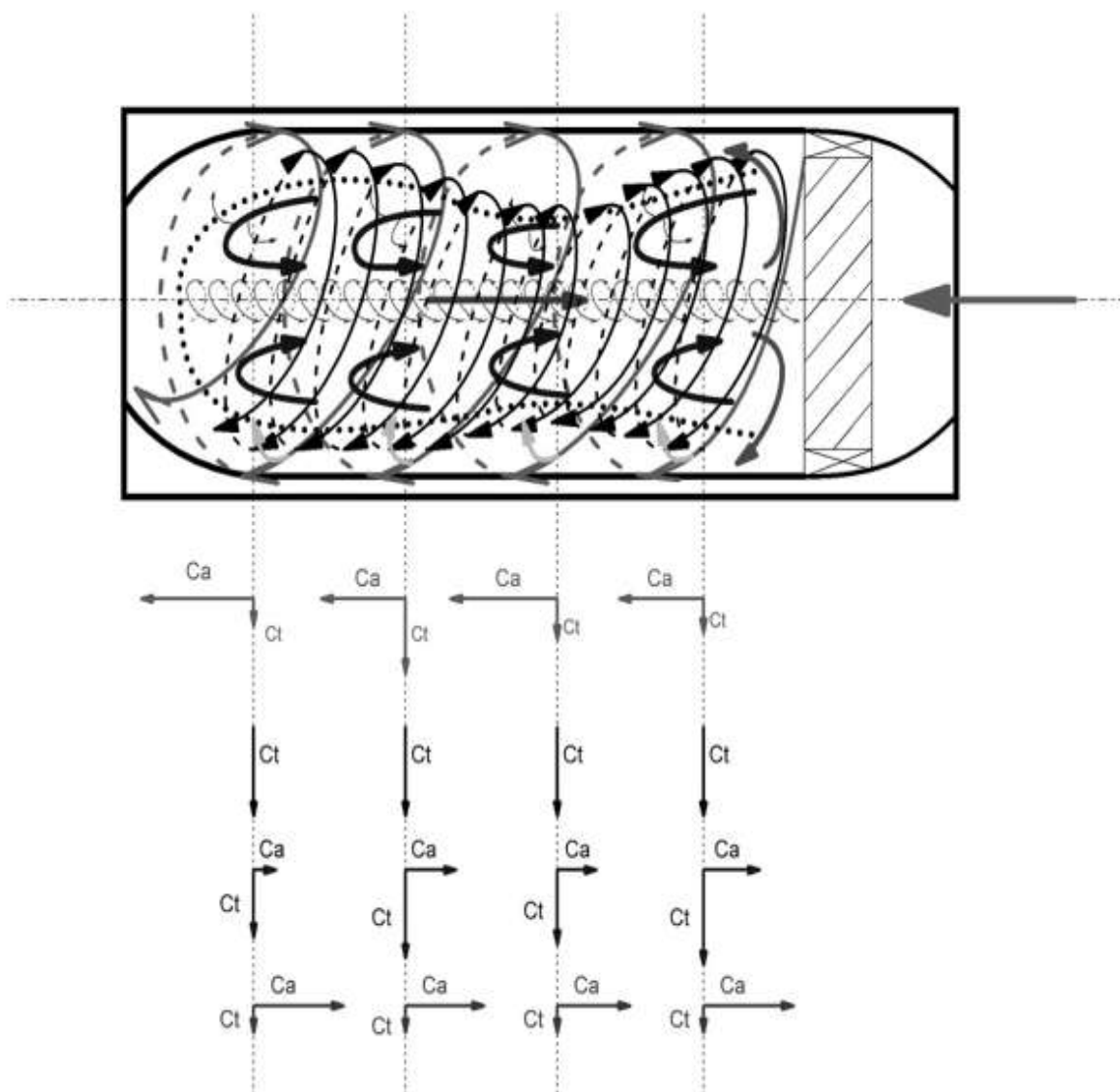


Рисунок 1. Схема течения в камере сгорания.

В таком течении происходит перемешивание продуктов горения и воздуха. Чем больше эта зона в камере сгорания, тем лучше будет происходить процесс образования топливно-воздушной смеси. При таком течении большая часть потока участвует в циркуляционном течении. Однако некоторая часть потока увлекается кольцевым и спиральным течением и выносится в сопло.

Кроме циркуляционного течения в камере сгорания имеется и вихревое течение. Такое течение существует у оси камеры сгорания и характеризуется большими значениями скоростей C_a и C_r . Вихрь существует по всей длине камеры сгорания и замыкается на тарелку обратного клапана. На ней он разрушается, и часть потока уходит в спиральное течение, кольцевое и циркуляционное течение.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исаев А.И., Сафарбаков А.М., Богданович Д.В., Майрович Ю.И. Конструкция импульсной камеры сгорания для газотурбинного двигателя: Высокие технологии, экономика, промышленность. Т. 2, Часть 2: Сборник статей тринадцатой международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования, разработка и применение высоких технологий в промышленности и экономике». 24-26 мая 2012 года, Санкт-Петербург, Россия / под ред. А.П. Кудинова. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 212 с.
2. ГОСТ 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения.
3. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с, ил.

СЕКЦИЯ
«ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

Председатель – к.т.н., доцент Кривель Сергей Михайлович
Секретарь – Вшивков Юрий Федорович

ВЛИЯНИЕ АНИЗОТРОПИИ НА КИНЕТИКУ РАЗРУШЕНИЯ
ОБРАЗЦОВ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ-20

Забобин В.В.
Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье дан анализ влияния внешних факторов и анизотропных свойств на процессы разрушения образцов титанового сплава ВТ-20

Высокие служебные свойства титановых сплавов обуславливают всё более широкое их применение в авиационных конструкциях. В работах отечественных и зарубежных авторов, посвященных механике разрушения титановых сплавов, отражаются вопросы влияния различных факторов на характеристики зарождения и развития усталостных трещин [1].

В немногочисленных работах, посвященных исследованиям разрушения образцов из титановых сплавов при повышенных температурах, отмечается практическое отсутствие влияния анизотропии на сопротивление зарождению трещины, но наличие заметной анизотропии – на способность сопротивляться распространению усталостной трещины.

Сплав ВТ20 основан на системе *Ti-Al-Zr-Mo-V* по своей структуре относится к группе сплавов, содержащих α - и β -фазы. Однако, содержание β -стабилизаторов, к которым относятся *Mo* и *V*, в нем невелико, поэтому сплав ВТ20, основу которого составляет α -фаза, считают представителем группы псевдо α -сплавов. Соотношение α - и β -фаз в сплаве обуславливают его хорошую пластичность и довольно высокий гарантированный предел прочности (950 МПа) благодаря его легированию, помимо алюминия и циркония, небольшими количествами ванадия и молибдена. Высокое содержание алюминия и циркония придают сплаву более высокую жаропрочность, он термически стабилен до 700°C. Достаточно высокие показатели трещиностойкости ВТ20 по сравнению с другими титановыми сплавами обуславливают его всё более широкое применение в качестве конструкционного материала планера сверхзвуковых и дозвуковых самолетов.

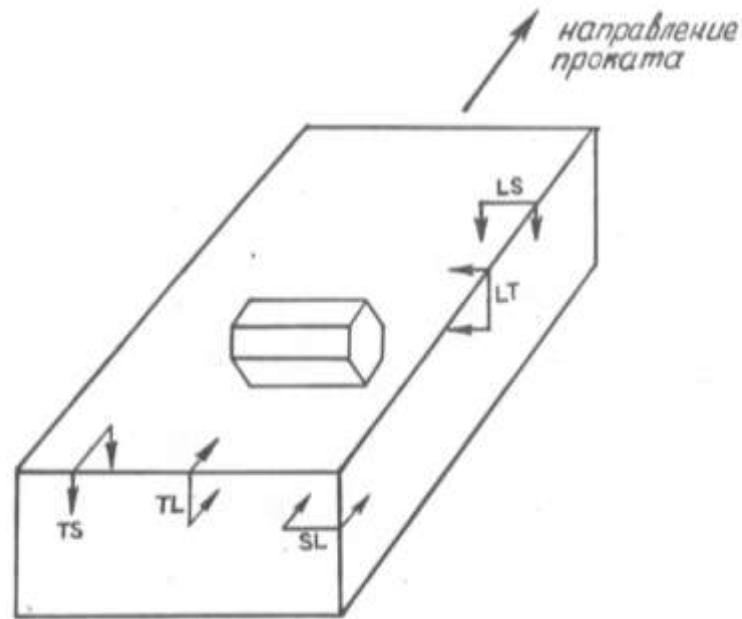


Рисунок 1. Схема плоскостей излома образцов относительно гексагональной α -фазы.

Анизотропия свойств конструкционного титанового сплава *Ti-6Al-4V*, широко распространенного в самолетостроении США и близкого по характеристикам к ВТ20, отмечается в работе, посвященной исследованию роста усталостных трещин. Исходным материалом для образцов служил длинный брус шириной 305 мм и толщиной 57 мм. Исследование микроструктуры показало, что в результате термообработки (2-х часовой отжиг при 700°C) и проката, кристаллы гексагональной α -фазы в бруске имеют расположение, показанное на рис. 1. Образцы размером 152x25,4x12,7 мм вырезались из бруса в различных направлениях относительно проката. При испытаниях они имели плоскости излома, показанные как *TS*, *LS*, *SL*, *LT*, *TL*.

При проведении исследования характеристик разрушения плоских образцов из титанового сплава ВТ-20 в условиях действия переменных нагрузок и повышенных температур было установлено, что отличительной особенностью разрушения продольных образцов в сравнении с поперечными явилась способность трещины менять направление своего развития относительно поперечной оси образца. Все испытанные поперечные образцы разрушались строго перпендикулярно продольной оси образца. В продольных образцах в ряде случаев имело место отклонение направления развития трещины при достижении некоторой длины трещины $l_{нов}$ на угол поворота $\theta_{нов}$ в зависимости от условий нагружения (рис. 2).

Испытания продольных образцов при комнатной (20°C) температуре показали 100%-ное отсутствие поворота трещины, т.е. такой же характер роста усталостной трещины, как и у поперечных образцов.

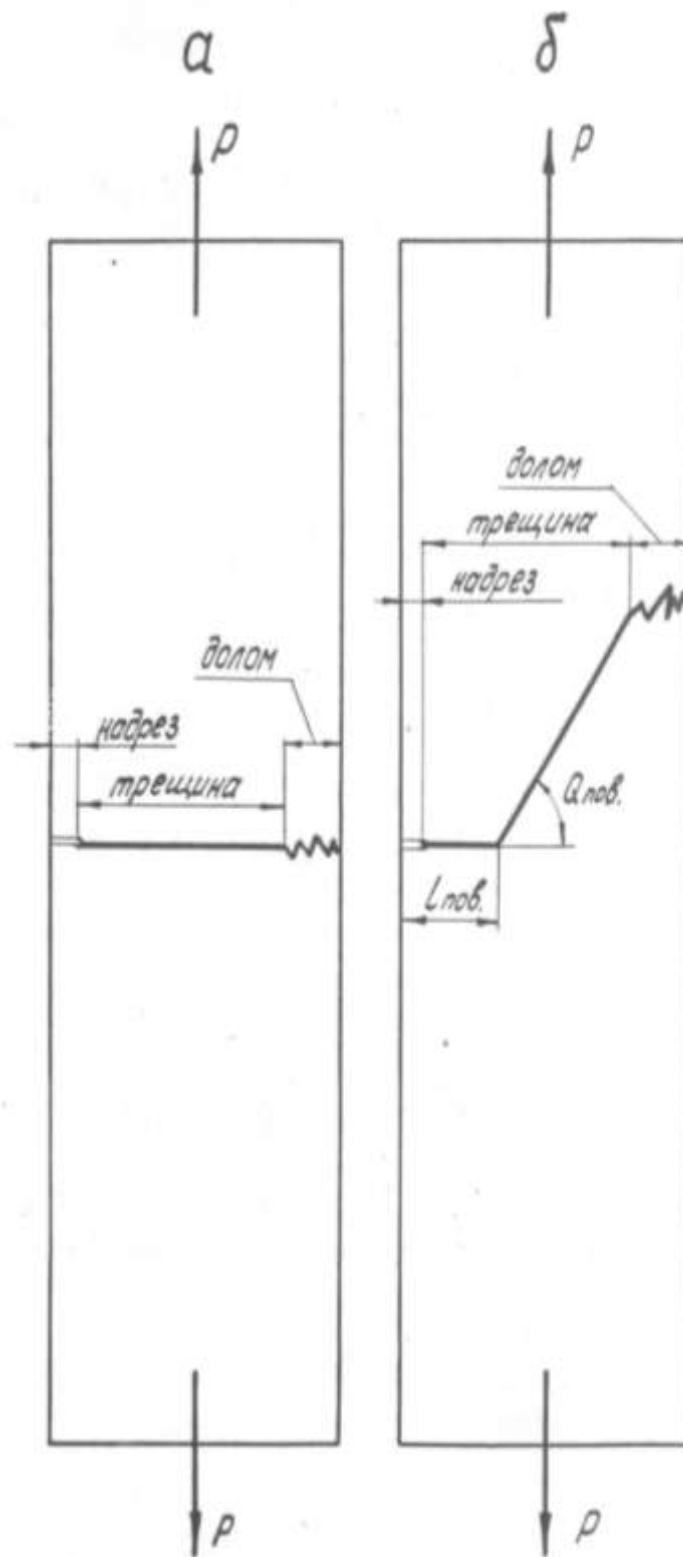


Рисунок 2. Особенности разрушения поперечных и продольных образцов.

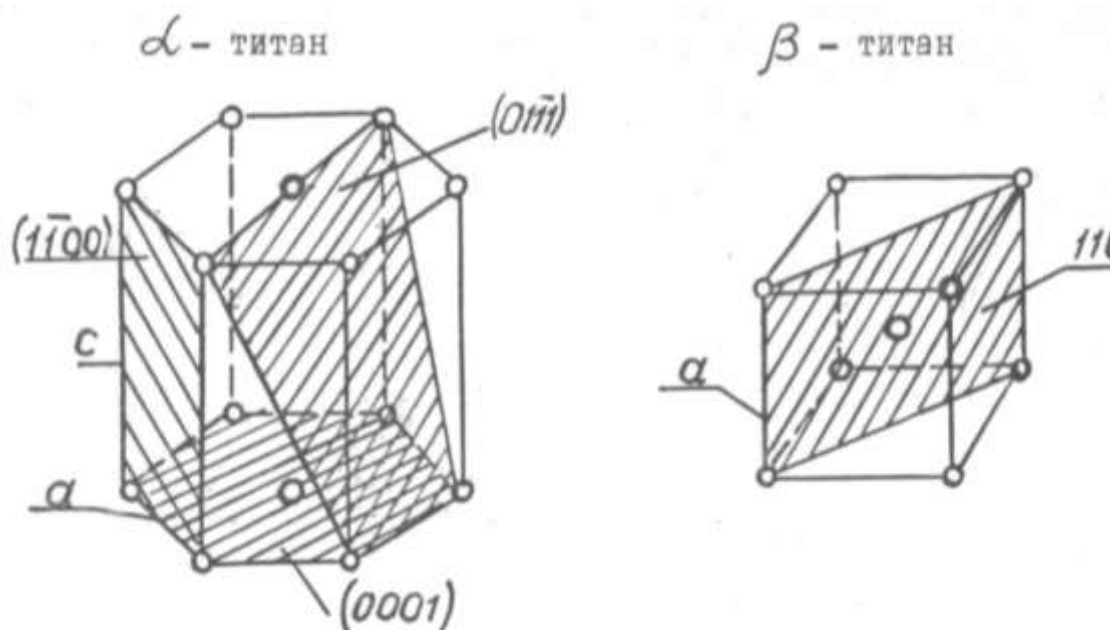


Рисунок 3. Кристаллическая решетка титана.

Продольные образцы, испытанные циклической нагрузкой с максимальными напряжениями цикла $\sigma_{max}=200$ МПа и коэффициентом асимметрии напряжений цикла $R=0,25$ при температуре 200°C , имели поворот трещины на угол $\theta_{нов}$, близкий к 40° . При этом длина трещины $l_{нов}$, при которой происходил поворот, лежала в пределах от 10мм, т.е. с начала её зарождения, до 27 мм.

У продольных образцов, испытанных при максимальных напряжениях цикла $\sigma_{max}=100$ МПа и температуре 200°C трещина с момента зарождения развивалась под углом $70-75^{\circ}$; при этом, угол поворота не был постоянным т.к. трещина часто меняла своё направление.

Качественно аналогичная картина наблюдалась при попытке испытания продольных образцов при тех же параметрах силового нагружения и температуре 360°C . Угол поворота трещины был настолько велик, что на отдельных участках трещина развивалась почти параллельно продольной оси образца. Иногда наблюдалось ветвление трещины.

В работе, посвященной исследованию характеристик разрушения титанового альфа-сплава $Ti-6Al-4V$ в условиях объёмно-напряженного состояния, указывается на отклонение плоскости излома образца, вырезанного в направлении вдоль проката, относительно действия растягивающих напряжений на значительный угол. Авторы работы объясняют это следствием выдержек при максимальной нагрузке, т.е. проявлением пластических свойств, а также – преимущественным ориентированием кристаллов гексагональной α -фазы относительно направления проката бруса (рис. 3).

Влияние направления проката, обуславливающего анизотропию свойств, для тонкого листа может оказаться более значительным, чем для толстой плиты.

Настоящие испытания показали отсутствие боковых сколов в изломах всех образцов, как продольных, так и поперечных. Однако, если у поперечных образцов увеличение длины трещины может сопровождаться значительной деформацией по толщине (до 29%), то стесненность деформации по толщине, вызванная кристаллографической ориентировкой α -фазы у продольных образцов создает условия для развития разрушения в плоскости легкого скольжения.

Проведенное исследование характеристик разрушения образцов конструкционного титанового ВТ20 показывает существенное влияние анизотропии, что необходимо учитывать при прогнозировании долговечности и живучести конструкций, работающих в условиях переменных нагрузок и повышенной температуры.

Для более глубокого выявления причин влияния анизотропии на кинетику разрушения конструкционных титановых сплавов, на мой взгляд, необходимо проведение дальнейших исследований микроструктуры α - и β -фаз сплава ВТ20 в условиях ползучести.

ЛИТЕРАТУРА

1. В.В. Забобин. Некоторые вопросы выносливости элементов авиационных конструкций. В кн.: Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России. Сборник трудов 1-й Научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов. 26 ноября 2009 г. Иркутск, ИФ МГТУ ГА, 2009. – 256 с.

БЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПЕЦИАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ

Братусь С.Ю.

sarad@mail.ru

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Проведены предварительные расчёты геометрии аппарата на основе схожих разработок. Собран экспериментальный образец и проведены испытания.

В настоящее время существует ряд задач, требующих использования БЛА, но существующие аппараты не позволяют решить все задачи. Аппараты самолётного типа достаточно проработаны и позволяют решить большинство задач. Для остальных задач требуются аппараты с возможностью вертикального взлёта и посадки и возможность удерживать позицию в воздухе.

Часть существующих БЛА с возможностью вертикального взлёта мало пригодна для использования в гражданских целях из-за высокой степени опасности открытого ротора (вертолёты, квадрокоптеры и т.д.). Так же открытый ротор не позволяет передвигаться в замкнутом пространстве. Практически все варианты решающие проблему открытого ротора приводят к снижению грузоподъёмности аппарата и уменьшению времени полёта. Из аппаратов с закрытым ротором эффективным является аппарат RQ-16 от компании Honeywell [1] и его аналоги. В аппарате используется эффект винта помещённого в кольцо. Этот аппарат обладает рядом недостатков, ограничивающих его использование:

- высокая стоимость (порядка 380000 \$ за комплект);
- чувствительность к весу полезной нагрузки из-за смещения центра масс;
- низкая энергоэффективность – при весе 8,3 кг. (2кг. полезной нагрузки) имеет 40 минут полётного времени (у вертолёта возможно увеличить время полёта до 2 часов).

Более перспективной разработкой является аппарат с использованием эффекта Коанда [2]. Разработки ведутся английской компанией AESIR, но серийного производства нет, проект является закрытым для общего доступа. В открытых источниках приводятся параметры экспериментального образца:

- габариты – 1 м диаметр;
- вес – 10 кг собственный, топливо ~4 кг, вес полезной нагрузки и топлива – 10 кг;
- время полёта – 1 час.

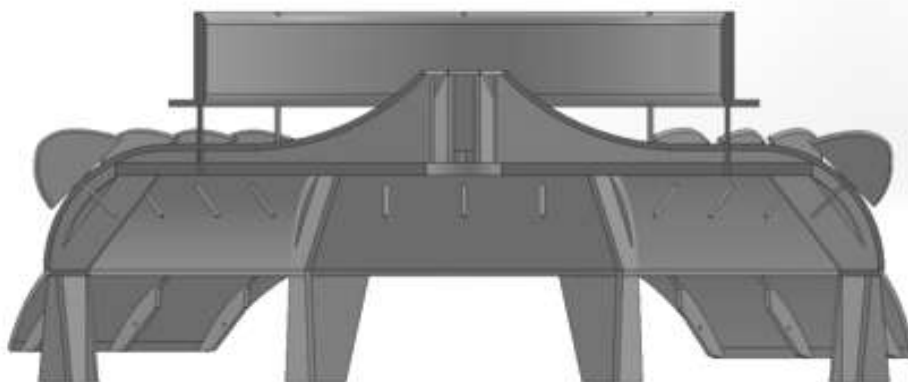


Рисунок 1. Расчётная модель аппарата.



Рисунок 2. Расчётная модель аппарата.

В ходе исследований выявилось два способа использования эффекта:

1) для перенаправления потока воздуха с минимальными потерями эффективности и возможности размещения полезной нагрузки без нарушения весовой балансировки аппарата. Расчётная модель аппарата представлена на рис. 1;

для направления и удержания потока на поверхности крыла и создания подъёмной силы. Расчётная модель аппарата представлена на рис. 2.

Оба способа требуют дальнейших исследований для определения зависимостей физических величин от параметров аппарата (например, зазора между кольцом вокруг винта и корпусом, радиусом кривизны корпуса).

На основании проведённых опытов можно сделать следующие выводы:

1) для разработки экспериментального образца необходимо подробно изучить эффект Коанда – зависимость потерь потока от параметров обдуваемой поверхности и граничные условия существования эффекта;

2) аппарат сложен на этапе разработки, но прост в изготовлении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Honeywell's T-Hawk™ is an unmanned micro air vehicle that provides real-time situational awareness in critical situations – <http://aerospace.honeywell.com/thawk>
2. The GFS-UAV project – <http://jlnlabs.online.fr/gfsuav/index.htm>

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДИСПЕРСИОННЫХ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ ЭРГОТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Чокоей В.З.

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассматриваются одни из подходов к комплексной оценке показателей эксплуатационной надежности объектов, включающих как технические, так и эргатические элементы. Показано, что прикидочная оценка может быть выполнена с использованием дисперсионных распределений. Предлагаемый подход позволяет учитывать реальную структуру объектов и многофакторную причину их деградации в плане надежности.

Проблема поддержания требуемого уровня эксплуатационной надежности авиатранспортных объектов еще длительное время будет актуальна. Это обусловлено тенденциями, как в материально-технической, так и в эргатической составляющих. В этих условиях рациональное использование располагаемых ресурсов становится определяющим. Сказанное в полной мере относится и к такому важнейшему ресурсу, как надежность. К настоящему времени известны многочисленные работы по оценке надежности технических объектов, например [1]. Несколько уже круг работ, рассматривающих надежность эргатических элементов, например [2]. В то же время явно недостаточно исследована надежность составных эрготехнических объектов, при функционировании которых технические элементы взаимодействуют с персоналом. Пример структурирования такого объекта представлен на рис. 1.

Попытка традиционного подхода к комплексной оценке надежности составного объекта (как 7-ми элементной последовательности), даже при корректной параметрической или непараметрической оценке надежности каждого отдельного элемента, в большинстве случаев приводит к получению оценок, существенно отличающихся от реальной надежности. Причем такие оценки, как правило, сопровождаются известными вычислительными проблемами.

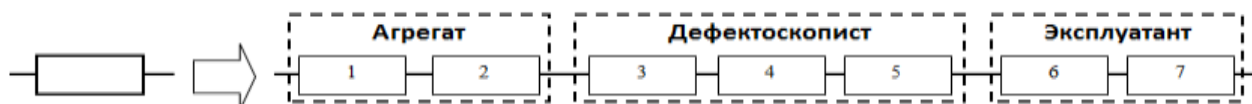


Рисунок 1. Пример структурирования эрготехнического объекта (1 – электронная часть агрегата; 2 – механическая часть агрегата; 3 – оператор-дефектоскопист; 4 – дефектоскопическая аппаратура; 5 – программное обеспечение дефектоскопа; 6 – летчик; 7 – авиатехник).

Выход видится в использовании многомерных дисперсионных распределений значений параметров (k_j), положенных в основу оценки работоспособности (безотказности) составного объекта. К данному классу распределений можно отнести [3]: монотонные распределения (например, Бирнбаума-Саундерса, Бернштейна, *DM*-распределение); модальные распределения (например, обратное гауссовское, Вальда, Твиди, *DN*-распределение).

Выражения дифференциальной $f(k_{\Sigma})$ и интегральной $F(k_{\Sigma})$ функций для дисперсионных распределений получают на базе решений уравнения диффузии вероятностей Фоккера-Планка (при различном характере допущений – различные варианты распределений). Соответствующие преобразования найденных функций позволяют получить формулы для оценки показателей надежности объектов, например: вероятности безотказной работы $F(k_{\Sigma})$, интенсивности отказов $\lambda(k_{\Sigma})$, наработки на отказ $T(k_{\Sigma})$ и т.д.

Так, для *DM*-распределения расчетные формулы (1) дифференциальной $f(k_{\Sigma})$, интегральной $F(k_{\Sigma})$ функций распределения и интенсивности отказов $\lambda(k_{\Sigma})$ имеют вид:

$$f_{DM}(k_{\Sigma}; \mu; \nu) = \frac{k_{\Sigma} + \mu}{2 \cdot \nu \cdot k_{\Sigma} \cdot \sqrt{2 \cdot \pi \cdot \mu \cdot k_{\Sigma}}} \cdot \exp \left[-\frac{(k_{\Sigma} - \mu)^2}{2 \cdot \nu^2 \cdot \mu \cdot k_{\Sigma}} \right], \quad (1)$$

$$F_{DM}(k_{\Sigma}; \mu; \nu) = \Phi \left(\frac{\mu - k_{\Sigma}}{\nu \cdot \sqrt{\mu \cdot k_{\Sigma}}} \right), \quad (2)$$

$$\lambda_{DM}(k_{\Sigma}; \mu; \nu) = \frac{(k_{\Sigma} + \mu) \cdot \exp \left[\frac{(k_{\Sigma} - \mu)^2}{2 \cdot \nu^2 \cdot \mu \cdot k_{\Sigma}} \right]}{2 \cdot \nu \cdot k_{\Sigma} \cdot \sqrt{2 \cdot \pi \cdot \mu \cdot k_{\Sigma}} \cdot \Phi \left(\frac{\mu - k_{\Sigma}}{\nu \cdot \sqrt{\mu \cdot k_{\Sigma}}} \right)}, \quad (3)$$

а для *DN*-распределения расчетные формулы (1-3) имеют вид:

$$f_{DN}(k_{\Sigma}; \mu; \nu) = \frac{\sqrt{\mu}}{\nu \cdot k_{\Sigma} \cdot \sqrt{2 \cdot \pi \cdot k_{\Sigma}}} \cdot \exp \left[-\frac{(k_{\Sigma} - \mu)^2}{2 \cdot \nu^2 \cdot \mu \cdot k_{\Sigma}} \right], \quad (4)$$

$$F_{DN}(k_{\Sigma}; \mu; \nu) = \Phi \left(\frac{\mu - k_{\Sigma}}{\nu \cdot \sqrt{\mu \cdot k_{\Sigma}}} \right) + \exp \left(\frac{2}{\nu^2} \right) \cdot \Phi \left(-\frac{k_{\Sigma} + \mu}{\nu \cdot \sqrt{\mu \cdot k_{\Sigma}}} \right), \quad (5)$$

$$\lambda_{DN}(k_{\Sigma}; \mu; \nu) = \frac{(\nu \cdot k_{\Sigma} \cdot \sqrt{2 \cdot \pi \cdot k_{\Sigma}})^{-1} \cdot \sqrt{\mu} \cdot \exp \left[-\frac{(k_{\Sigma} - \mu)^2}{2 \cdot \nu^2 \cdot \mu \cdot k_{\Sigma}} \right]}{F_{DN}(k_{\Sigma}; \mu; \nu)}. \quad (6)$$

В представленных формулах (1-6) переменные обозначают: k_{Σ} – задаваемое значение параметра, на базе которого оценивается надежность составного объекта; μ – параметр места используемого распределения, определяемый по формуле

$$\mu = \frac{1}{m} \cdot \sum_{j=1}^m k_j \cdot \left[x \left(\frac{j}{N}; \nu \right) \right]^{-1}, \quad (7)$$

где ν – параметр формы используемого распределения, определяемый по формуле:

$$\nu = \sqrt{\sum_{i=1}^n \nu_i^2 \cdot p_i^2 / \sum_{i=1}^n p_i^2}, \quad (8)$$

где p_i – доля i -го элемента в надежности составного объекта (или доля i -го фактора в смеси факторов, действующих на объект), где $i = 1, \dots, n$; $x(P; \nu)$ – табулированная (например, в [3]) поправочная функция, корректирующая параметр места μ ; P – задаваемая доверительная вероятность оценки надежности.

Рассмотренные формулы, ранее используемые для комплексной оценки только составных (или многофакторных) технических объектов, протестированы применительно к оценке надежности эргатехнических объектов [4, 5]. Некоторые материалы тестирования представлены на рис. 2 и 3.

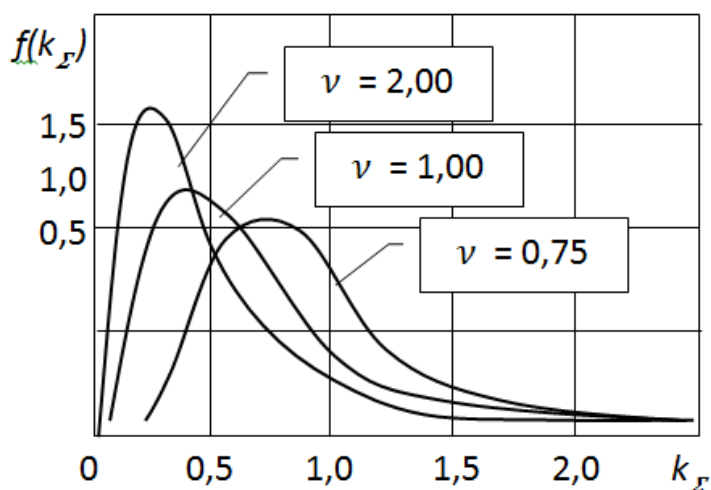


Рисунок 2. Плотность DN -распределения при $\mu = 1$.

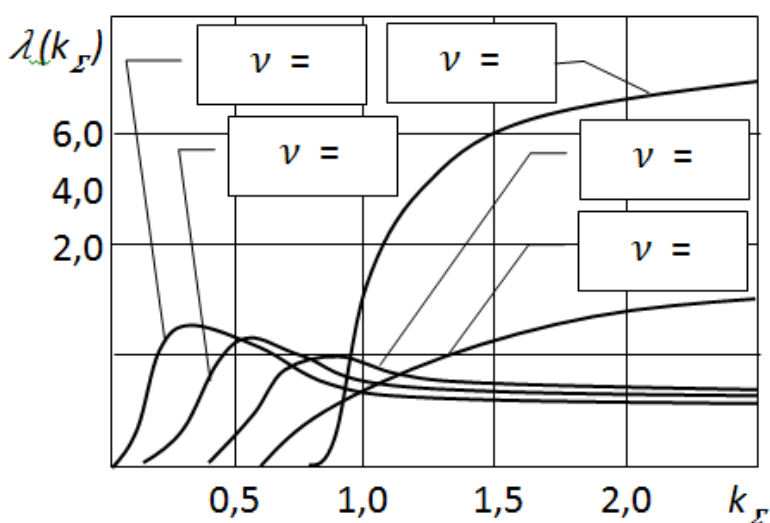


Рисунок 3. Интенсивность отказов (DN -распределение $\mu = 1$).

Помимо удовлетворительной сходимости результатов (включая и результаты, полученные непараметрическим методом по фактическим исходным данным) в ходе тестирования систематизированы и рекомендуются для прикидочной оперативной оценки надежности эргатехнических объектов следующие значения параметров формы DN -распределения:

а) при отказах технических элементов от:

- статического разрушения – $\nu = 0,05 \dots 0,15$;
- малоциклового усталости – $\nu = 0,15 \dots 0,40$;
- многоциклового усталости – $\nu = 0,40 \dots 1,00$;
- контактной усталости – $\nu = 0,40 \dots 1,20$;
- механо-химического износа – $\nu = 0,20 \dots 0,50$;
- механического абразивного износа – $\nu = 0,40 \dots 0,70$;
- старения конструкционного материала – $\nu = 0,40 \dots 1,00$;
- электрических процессов (электролиза, электродиффузии) – $\nu = 0,70 \dots 1,50$;

б) при отказах эргатических элементов от:

- условий окружающей среды – $\nu = 0,60 \dots 1,80$;
- чрезмерного режима и объема работы – $\nu = 0,50 \dots 1,30$;
- лимита квалификационного уровня – $\nu = 0,20 \dots 1,40$;
- несвоевременности выполнения операции – $\nu = 0,30 \dots 1,20$;
- недостатка качества выполнения операции – $\nu = 0,50 \dots 1,90$.

Рассмотренные материалы могут быть использованы в интересах учебного процесса, а также для практических расчетов надежности технических, эргатических и эргатехнических объектов авиатранспортных систем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Надежность технических систем. Справочник / Под ред. И.А. Ушакова. – М.: Радио и связь, 1985. – 604 с.
2. Дружинин Г.В. Анализ эргатехнических систем. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 159 с.
3. Стрельников В.П., Федухин А.В. Оценка и прогнозирование надежности электронных элементов и систем. – Киев: Логос, 2002. – 486 с.
4. Чокоей В.З., Чокоей Р.В. Допустимый период основания прогноза технического состояния объектов авиационной техники // Вестник ИрГТУ № 1 (48), 2011. Иркутск: Изд-во НИ ИрГТУ, 2011. С. 128-132.
5. Чокоей В.З., Чокоей Р.В. Надежность эргатических систем предупреждения нештатных ситуаций на объектах промышленности и транспорта // Вестник ИрГТУ № 9 (56), 2011. Иркутск: Изд-во НИ ИрГТУ, 2011. С. 124-129.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УПРАВЛЯЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОМПОНОВКИ ЭКРАНОПЛАНА С УЛУЧШЕННЫМИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Вшивков Ю.Ф.¹, Галушко Е.А.², Кривель С.М.³
¹1988ufv@mail.ru, ²Photon_91@mail.ru, ³krivel66@mail.ru

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

На основе математического моделирования процессов обтекания компоновки экраноплана схемы тандем при различных параметрах и углах отклонения управляющих поверхностей с использованием ANSYS оценены эффективность управляющих поверхностей, управляемость компоновки и обоснованы принципы управления экраноплана с рассмотренной аэродинамической компоновкой.

Задача работы состоит в том, чтобы оценить возможность обеспечения управляемости аэродинамической компоновки экраноплана при помощи аэродинамических управляющих поверхностей на предельно малых скоростях полета.

Для расчета использовался программный пакет конечно – элементного анализа ANSYSInc, представленный в дисциплине динамика жидкостей и газов двумя самостоятельными продуктами ANSYSCFX и ANSYSFluent [1].

Геометрические и аэродинамические характеристики компоновки рассмотрены в работе [2]. Особенностью применения предлагаемой компоновки является реализация в качестве эксплуатационного режима полета относительно больших углов атаки с образованием вихревых структур в окрестности несущих поверхностей.

Основные геометрические параметры компоновки и базовые параметры управляющих поверхностей представлены на рис. 1. Компоновка представляет собой две несущие поверхности, расположенные друг за другом по схеме тандем с управляющими поверхностями в районах задних кромок. Переднее крыло (крыло 1) – стреловидное с управляющей поверхностью (УП-1), заднее крыло (крыло 2) – прямое с обратной стреловидностью по задней кромке имеющее отрицательное «V» крыла и управляющую поверхность (УП-2). Отклонение управляющих поверхностей вниз задней кромкой обозначается со знаком «-», а вверх - со знаком «+». Для УП-1 угол отклонения обозначается δ_1 , для УП-2 обозначается δ_2 .

Геометрические размеры модели $B = 1500$ мм; $B^* = 1419,6$ мм; $L = 975$ мм; $L^* = 1500$ мм; $B' = 1308,8$ мм; $b = 529,8$ мм; $b' = 567,6$ мм.

Размеры и форма щелей между несущими и управляющими поверхностями соблюдались без упрощений.

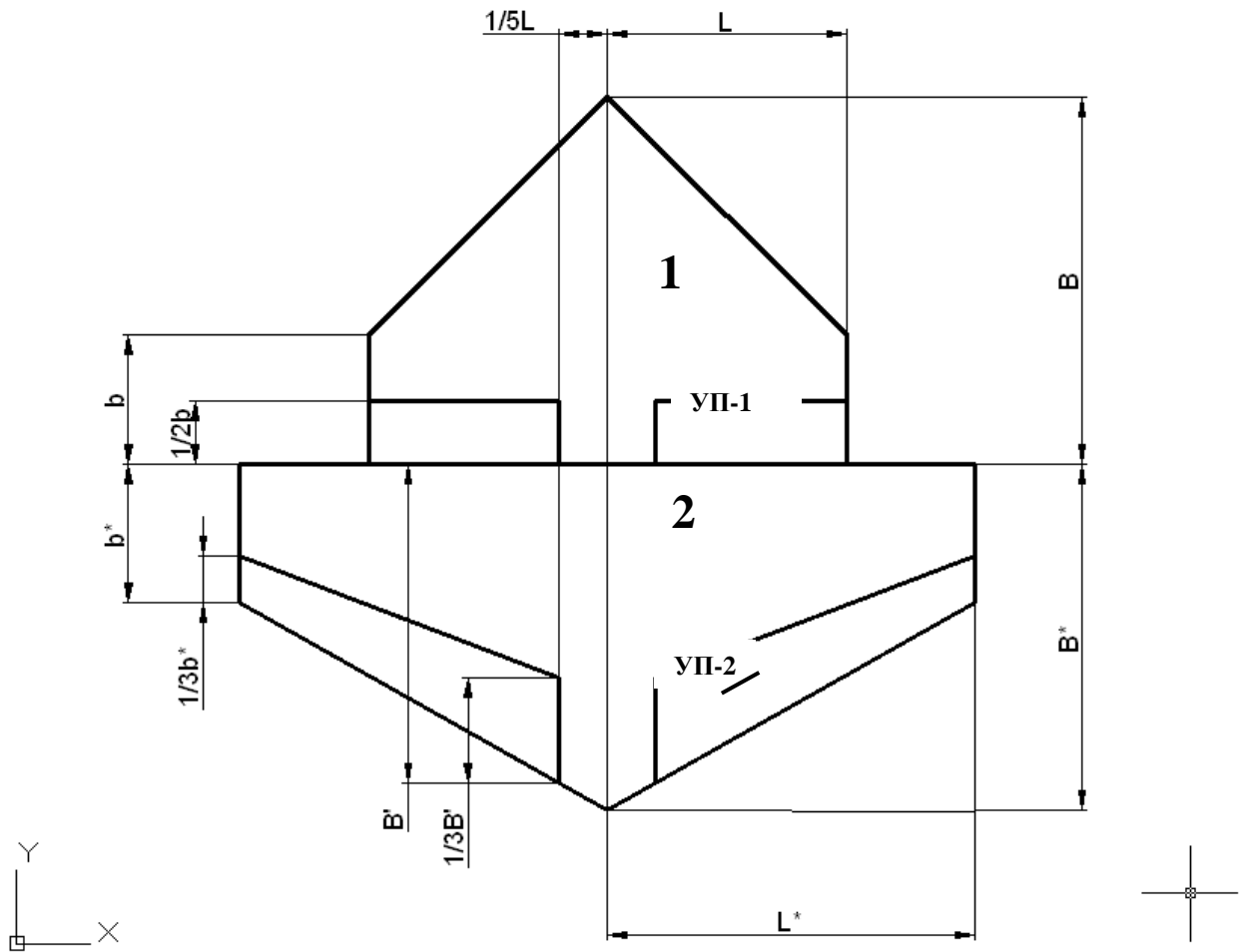


Рисунок 1. Геометрические характеристики компоновки.

Общий вид геометрической модели аэродинамической компоновки в ANSYS представлен на рис. 2.

План вычислительного эксперимента предполагает расчет аэродинамических коэффициентов подъемной силы c_{y_a} , лобового сопротивления c_{y_x} , продольного момента m_z , аэродинамического качества K в зависимости от угла атаки α , углов отклонения управляющих поверхностей УП-1 δ_1 и УП-2 δ_2 , относительного отстояния компоновки от подстилающей поверхности (экрана) \bar{h} и варианта отклонения управляющих поверхностей.

В качестве вариантов отклонения управляющих поверхностей рассматривались случаи:

- отклонения только поверхности УП-1 вниз или вверх;
- отклонения только поверхности УП-2 вниз или вверх;
- отклонения поверхностей УП-1 и УП-2 совместно вниз или совместно вверх;
- отклонения поверхностей УП-1 вниз и УП-2 вверх и соответственно наоборот.

В силу большого размера матрицы плана эксперимента рассматривались только отклонения рулевых поверхностей в крайние положения. Некоторые результаты вычислительного эксперимента представлены на рис. 3-8.

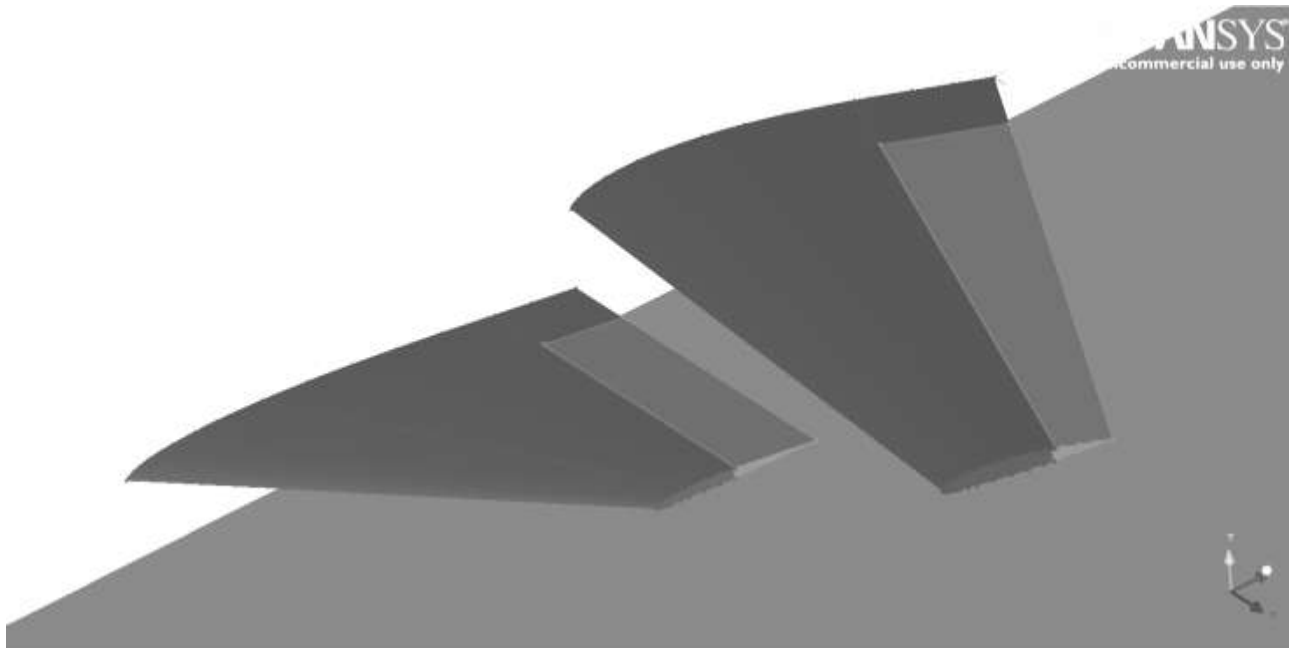


Рисунок 2. Общий вид модели.

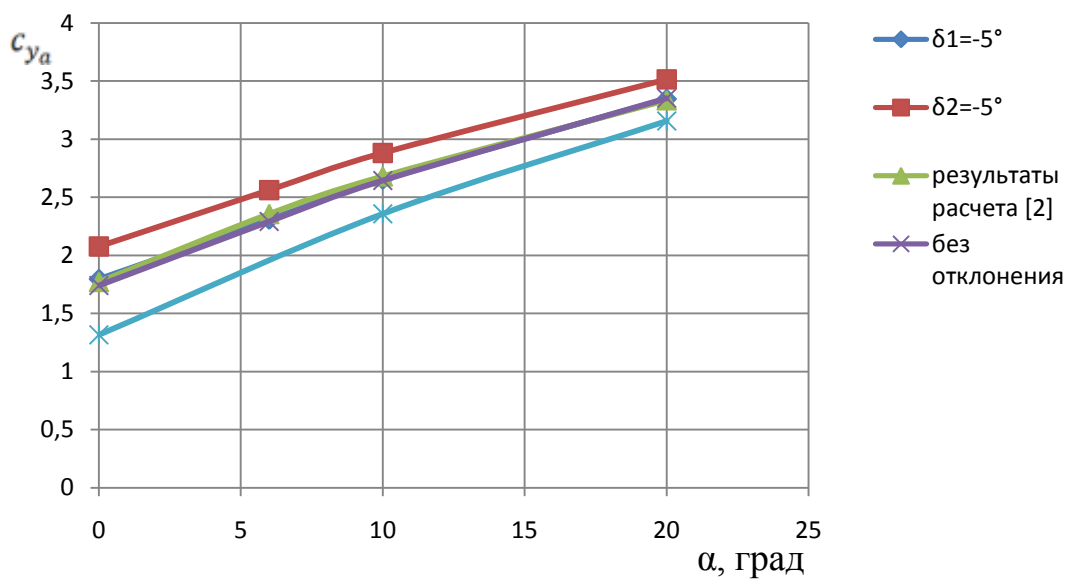


Рисунок 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

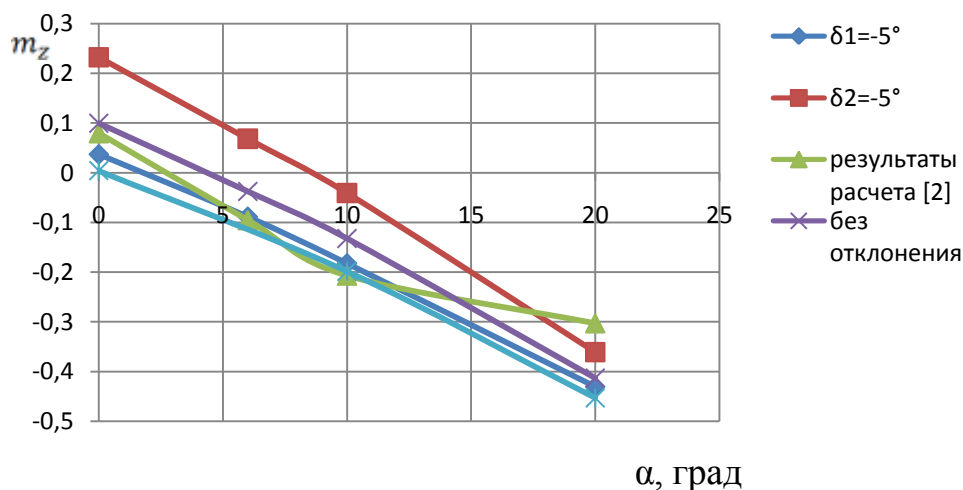


Рисунок 4. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки.

При угле атаки до 15° и отклонении УП-2 на $\delta 2 = -5^\circ$ происходит увеличение c_{y_a} (рис. 3), а значение m_z (рис. 4) значительно больше по сравнению со значением, когда управляющие поверхности находятся в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на $\delta 1 = -5^\circ$ значение c_{y_a} совпадает со значением в нейтральном положении при всех углах атаки, а значение m_z отрицательное и с увеличением угла атаки увеличивается по модулю. При одновременном отклонении управляющих поверхностей на угол $\delta = 5^\circ$ значения c_{y_a} и m_z меньше чем в нейтральном положении. Таким образом, при увеличении угла атаки отклонением УП-1 и одновременным отклонением УП-1 и УП-2 невозможно парировать возникающий в продольном канале отрицательный момент. Однако при отклонении УП-2 значение m_z положительно до $\alpha = 9^\circ$, т.е. при $\alpha = 9^\circ$ и $\delta 2 = -5^\circ$, компоновка будет иметь нейтральное положение.

При угле атаки до 20° и отклонении УП-2 на $\delta 2 = -10^\circ$ происходит увеличение c_{y_a} (рис. 5), а значение m_z (рис. 6) значительно больше по сравнению со значением, когда управляющие поверхности находятся в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на $\delta 1 = -10^\circ$ значение c_{y_a} также совпадает со значением в нейтральном положении при всех углах атаки, а значение m_z отрицательное и с увеличением угла атаки увеличивается по модулю. Таким образом, при увеличении угла атаки отклонением УП-1 невозможно парировать возникающий в продольном канале отрицательный момент. Однако при отклонении УП-2 значение m_z положительно до $\alpha = 11^\circ$, т.е. при $\alpha = 11^\circ$ и $\delta 2 = -10^\circ$, компоновка будет иметь нейтральное положение.

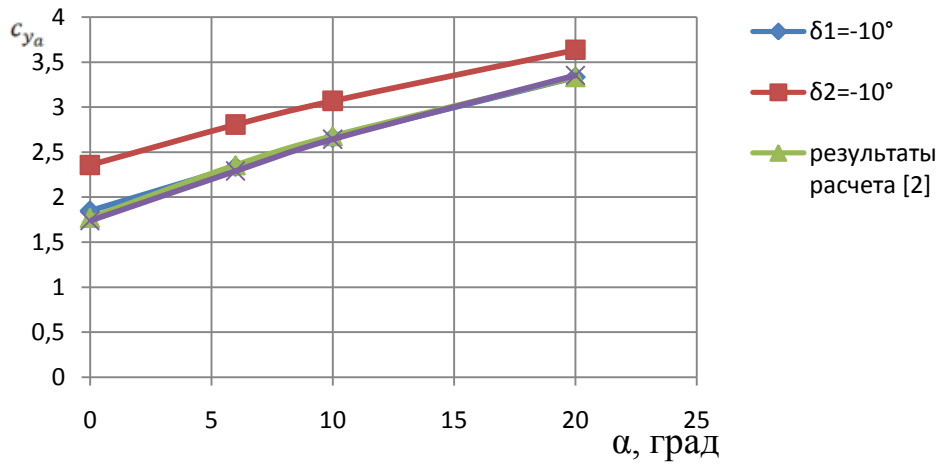


Рисунок 5. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

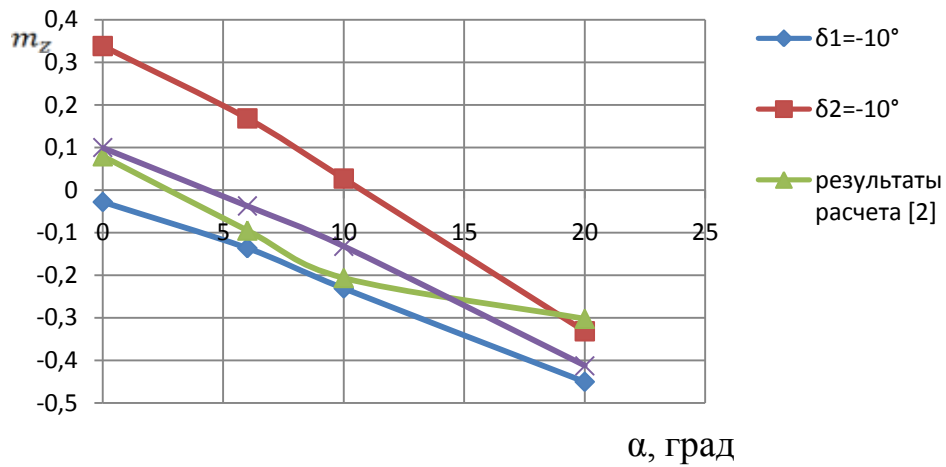


Рисунок 6. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки.

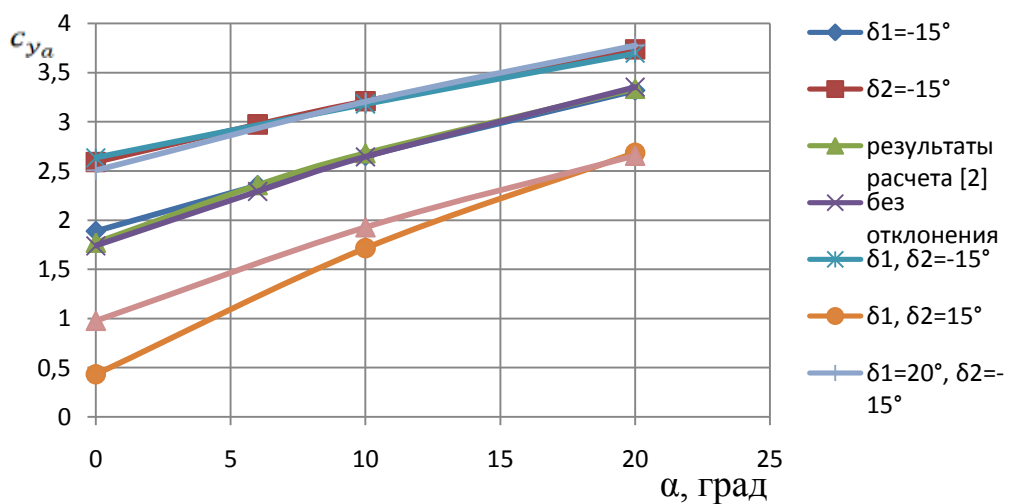


Рисунок 7. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

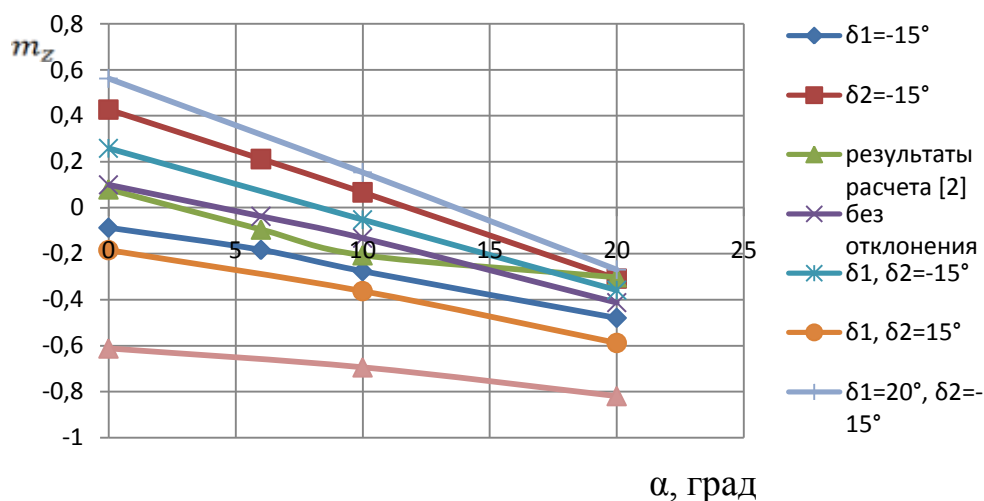


Рисунок 8. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки.

При угле атаки до 20° и отклонении УП-2 на $\delta_2 = -15^\circ$ происходит увеличение c_{y_a} (рис. 7), а значение m_z (рис. 8) значительно больше по сравнению со значением, когда управляющие поверхности находятся в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на $\delta_1 = -15^\circ$ значение c_{y_a} практически совпадает со значением в нейтральном положении при всех углах атаки, а значение m_z отрицательное и с увеличением угла атаки увеличивается по модулю.

При одновременном отклонении управляющих поверхностей на угол $\delta = 15^\circ$ значения c_{y_a} и m_z значительно меньше, чем в нейтральном положении, а при угле $\delta = -15^\circ$ значения c_{y_a} и m_z немного больше, чем в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на $\delta_1 = 20^\circ$ и УП-2 на $\delta_2 = -15^\circ$ значение c_{y_a} практически совпадает со значением, полученным при отклонении УП-2 на $\delta_2 = -15^\circ$, а m_z превышает эти значения. При отклонении УП-1 на $\delta_1 = -20^\circ$ и УП-2 на $\delta_2 = 15^\circ$ значение c_{y_a} и m_z значительно меньше, чем в нейтральном положении.

Выводы по работе:

1. Наиболее эффективно с точки зрения управления продольным моментом отклонением УП-1 и УП-2 одновременно. Однако такое решение усложняет конструкцию и структуру системы управления. Отклонение УП-2 значительно проще в исполнении и имеет предпочтительные значения по градиентам и приращениям c_{y_a} и m_z .

2. Исследуемая компоновка очень чувствительна к отклонению органов управления как по c_{y_a} , так и m_z . По c_{y_a} это ожидалось, так как отклонение рулей влияет на обтекание двух крыльев, то по m_z это не очевидный результат, так как продольные размеры компоновки малы.

3. Управление c_{y_a} является многовариантным, одного и того же эффекта можно достичь различными способами управления. В то же время при этом реализуются различные варианты управления моментом. Этот факт позволяет

выбрать наиболее оптимальный или наиболее приемлемый вариант управления в зависимости от задач управления.

4. Зависимости продольного момента и коэффициента подъемной силы от отклонения рулей носят линейный характер при всех отстояниях. Поэтому для оценки мощности управления можно использовать производные c_{y_a} и m_z по углам отклонения рулей, что существенно упрощает уравнения динамики движения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров: Справ. Пособие. М.: Машиностроение – 1, 2004. 512 с.
2. Галушко Е.А., Вшивков Ю.Ф., Кривель С.М. Синтез несущей системы экраноплана с улучшенными эксплуатационными характеристиками. Статья настоящего сборника.

СИНТЕЗ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ ЭКРАНОПЛАНА С УЛУЧШЕННЫМИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Вшивков Ю.Ф.¹, Галушко Е.А.², Кривель С.М.³
¹*1988ufv@mail.ru*, ²*Photon_91@mail.ru*, ³*krivel66@mail.ru*

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Проведены расчеты обтекания плоского крыла малого удлинения в ANSYSFluent с последующим сопоставлением полученных результатов по аэродинамическим характеристикам с результатами физического эксперимента. Произведен аэродинамический расчет и представлены характеристики перспективной несущей системы экраноплана схемы тандем.

В настоящее время не ослабевает интерес к созданию экраноплана с приемлемыми эксплуатационными характеристиками. В большинстве работ, основное внимание уделяется обеспечению высокого аэродинамического качества и продольной устойчивости экраноплана. В настоящей работе ставится задача аэродинамического проектирования экраноплана с высокими несущими свойствами, обеспечивающими широкий диапазон скоростей горизонтального полета. При этом требуется обеспечение приемлемого аэродинамического качества, характеристик устойчивости и управляемости в диапазоне скоростей от предельно-минимальных (около нулевых с учетом влияния поддува воздушной подушки) до максимальных, определяемых потребной транспортной эффективностью экраноплана.

В качестве основы для создания математических моделей и проведения численного эксперимента используется программный пакет конечно-элементного анализа ANSYS Inc, представленный в дисциплине динамика жидкостей и газов двумя самостоятельными продуктами: ANSYS CFX и ANSYS Fluent. Последний и был выбран для расчета аэродинамических характеристик компоновки экраноплана.

Программа ANSYS, как и многие другие CAE-продукты, для математического моделирования различных физических процессов использует метод конечных элементов (МКЭ). Этот метод сочетает в себе универсальность алгоритмов решения различных краевых задач с эффективностью реализации компьютерных вычислений.

Для оценки достоверности результатов расчета и выбора параметров математической модели были выполнены специальные исследования. Эти исследования заключались в сопоставлении экспериментальных данных [1] с результатами математического моделирования в программе ANSYS.

Создание геометрии и построение сетки модели производились в ANSYS Icem CFD, расчет выполнялся в ANSYS FLUENT, а для создания визуализация обтекания, полей давления и скоростей использовался ANSYS CFX Post. Общая структура действий при моделировании аэродинамики крыла в ANSYS представлена на рис. 1.

Исследуемая 3D модель крыла или компоновки экраноплана помещается в специально смоделированное ограниченное пространство в виде канала прямоугольного сечения (фактически в модель аэродинамической трубы). Начало и конец этой трубы являются, соответственно, входом и выходом потока.

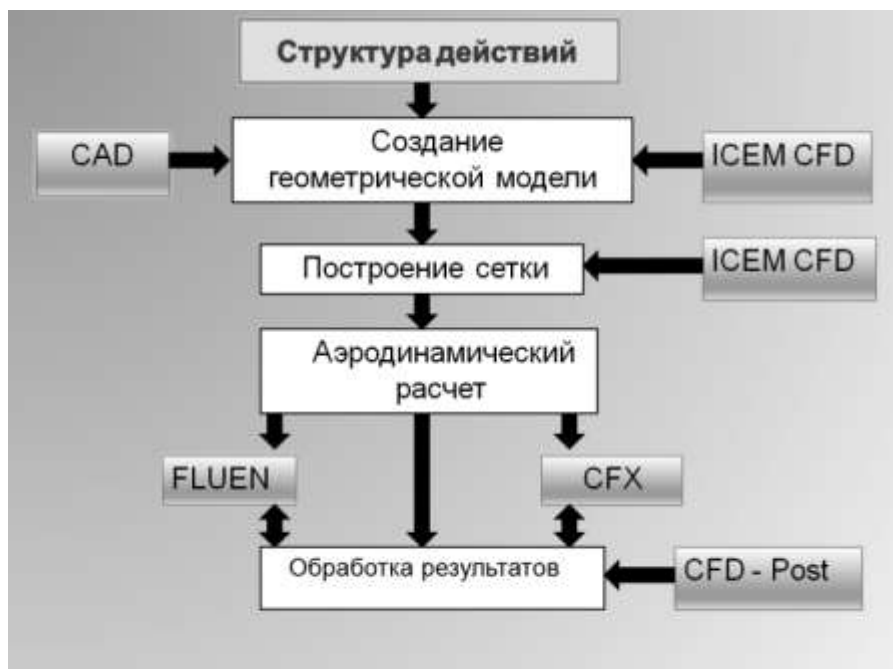


Рисунок 1. Общая структура действий при моделировании аэродинамики крыла.

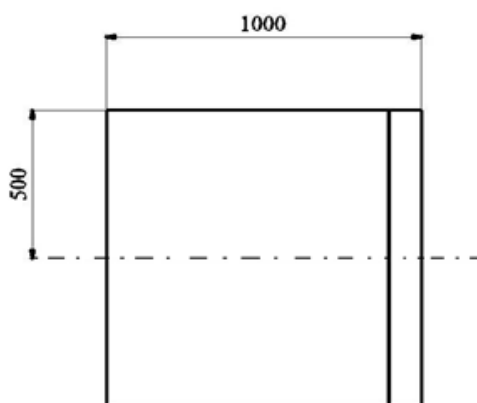


Рисунок 2. Геометрические характеристики крыла.

Материальное тело – воздух. В качестве модели турбулентности была выбрана k - ε -модель (кинетическая энергия турбулентности k и скорость ее диссипации ε). Скорость невозмущенного потока – 40 м/с, что соответствует предполагаемой крейсерской скорости экраноплана.

Наиболее корректный метод моделирования экраноподвижный экран обеспечивается заданием на экране граничного условия подвижной стенки (moving wall). В этом типе граничного условия стенка движется со скоростью невозмущенного потока.

Следует отметить, что на создание сетки и на сам расчет (для компьютера с процессором AMDPhenomIX6 1090T (6 ядер), оперативной памятью 8 ГБ и операционной системой Windows 7, 64-bit SP1, требовалось, в среднем, около 1 часа 15 мин.)

В работе [1] экран моделировался при помощи зеркально отображенных моделей крыльев, которые с помощью специального устройства крепились к ферме аэродинамических весов и при изменении угла атаки основного крыла синхронно поворачивались на зеркально-отображенный угол при сохранении заданного зазора между кромками схода.

Исходной моделью для сравнительного эксперимента было квадратное в плане крыло (рис. 2). С целью повышения точности результатов расчета, в пакете ANSYS проводились методические исследования, направленные на изучение возможных причин отклонения получаемых расчетных значений физических величин от полученных в эксперименте.

Результаты расчета значений коэффициентов подъемной силы c_{y_a} , лобового сопротивления c_{x_a} , продольного момента m_z (рис. 3) свидетельствуют об устойчивости решения и показывают, что для достижения приемлемой точности расчета характеристик модели, расположенной вблизи экрана на относительном отстоянии $h = 0,025$, требуется по c_{y_a} – 1100 итераций, по c_{x_a} – 950, по m_z – 1100. Для модели, расположенной вдали от экрана $h = \infty$, по c_{y_a} – 600 итераций, по c_{x_a} – 150, по m_z – 600.

В результате исследований опытным путем были подобраны оптимальные параметры сетки, которые позволили оптимизировать процесс расчета по критерию время расчета – точность (достоверность).

На рис. 4 представлено в качестве примера сравнение расчетной и экспериментальной поляр крыла для относительного отстояния от экрана $h = 0,025$. Указанный пример и результаты других расчетов позволили сделать вывод о приемлемой достоверности результатов моделирования.

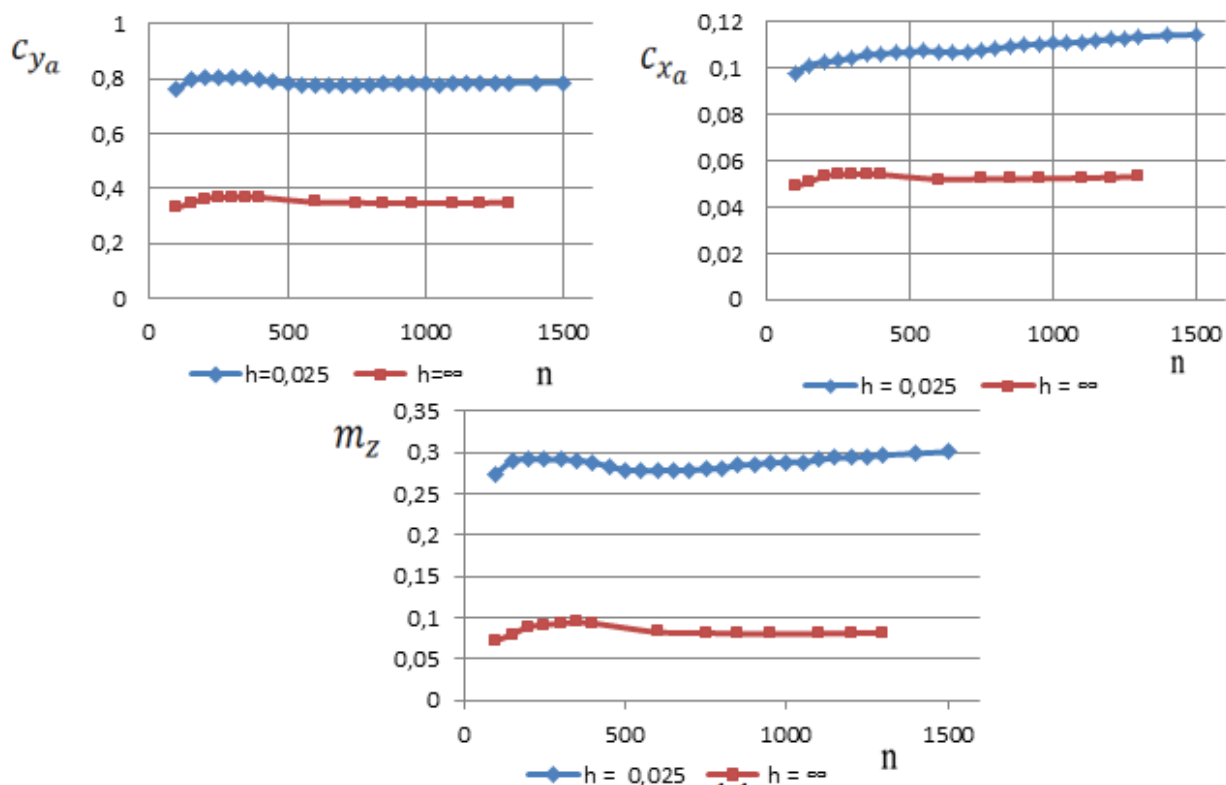


Рисунок 3. Изменение значения коэффициента подъемной силы, коэффициента сопротивления, коэффициента продольного момента при увеличении числа итераций n (угол атаки $\alpha=10^\circ$).

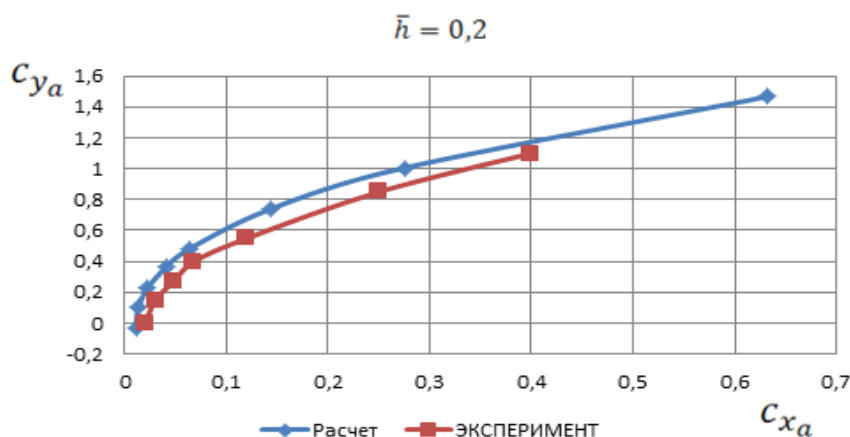


Рисунок 4. Поляра при относительном отстоянии до поверхности раздела $\bar{h}=0,2$.

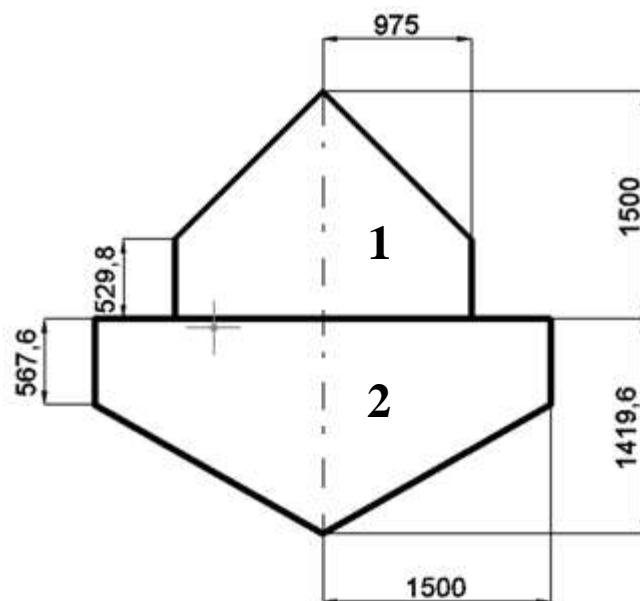


Рисунок 5. Геометрические характеристики компоновки.

Полученные результаты позволили выполнить исследования аэродинамической компоновки проектируемого экраноплана с получением практически значимых результатов. Компоновка представляет собой две несущие поверхности (рис. 5), расположенные друг за другом по схеме тандем. Переднее крыло (крыло 1) – стреловидное, с малым углом установки, заднее крыло (крыло 2) прямое с обратной стреловидностью по задней кромке, имеющее отрицательное V крыла, со значительным углом установки. На рис. 6 демонстрируется расчетная сетка ANSYS.

В результате аэродинамического расчета получены значения коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления и продольного момента при изменении угла атаки и отстояния от экрана, как компоновки в целом, так и отдельно для каждого крыла при условии их влияния друг на друга.

Компоновка показала относительно высокие несущие свойства. В соответствии с зависимостью, представленной на рис. 7, коэффициент подъемной силы c_{y_a} достигает максимального значения равного 3,427 на угле атаки α около 27° (соответственно углы атаки первого и второго крыльев $\alpha_1 \approx 31^\circ$ и $\alpha_2 \approx 37^\circ$). Характерная площадь в расчетах коэффициентов – площадь первого крыла. Представленные результаты расчетов получены для относительного отстояния $h = 0,1$. Увеличение коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} (рис. 8) отрицательно сказывается на аэродинамическом качестве K (рис. 9).

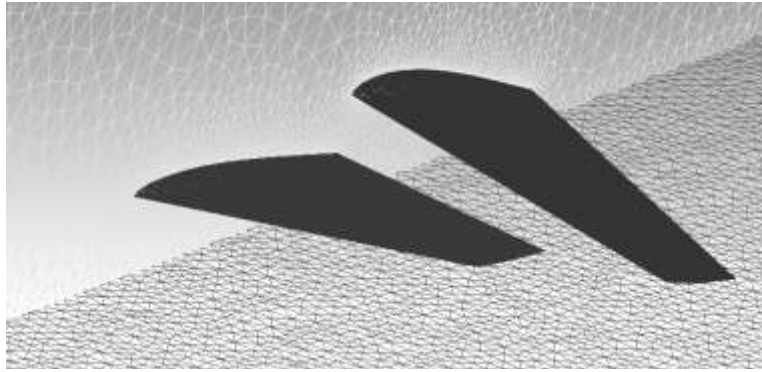


Рисунок 6. Фрагмент конечно-элементной сетки в расчетной области.

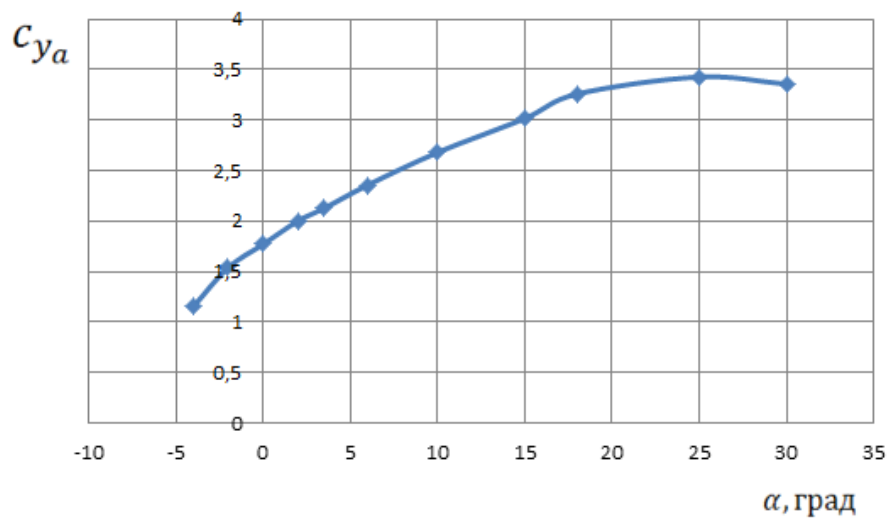


Рисунок 7. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

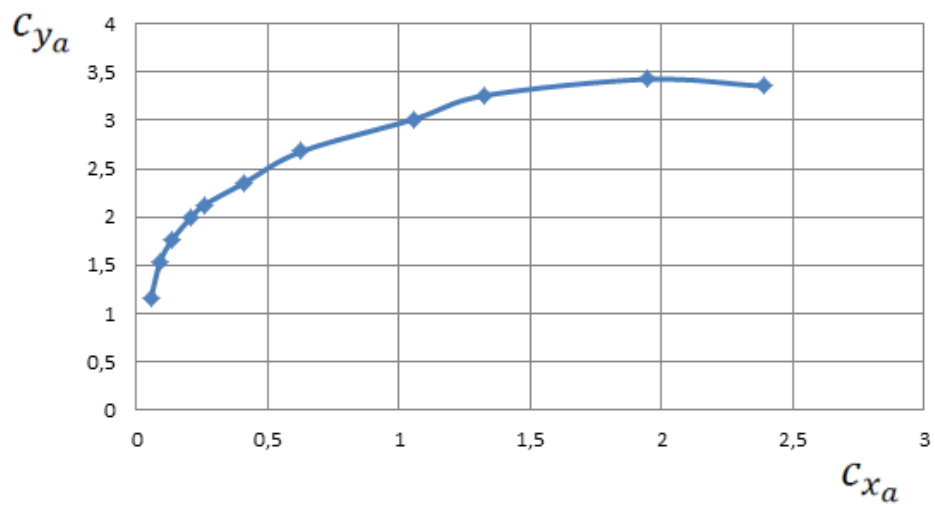


Рисунок 8. Поляра.

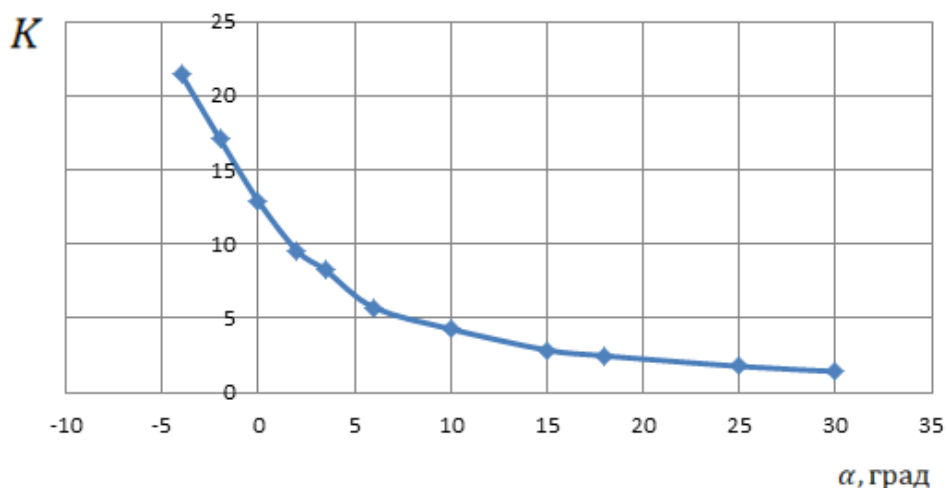


Рисунок 9. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки.

В целом результаты исследований компоновки позволяют сделать следующие выводы:

1) программный пакет ANSYS позволяет с высокой точностью и приемлемой достоверностью решать задачи моделирования аэродинамических процессов при обтекании экранопланов;

2) предлагаемая система из двух крыльев обеспечивает сохранение высоких несущих способностей в широком диапазоне углов атаки (скоростей горизонтального полета) Это позволяет существенно улучшить эксплуатационные свойства экранопланов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров: Справ. Пособие. М.: Машиностроение – 1, 2004. 512 с.
2. Аэродинамические характеристики частей летательных аппаратов вблизи земли и в ограниченных потоках. Часть 2. Влияние формы в плане на аэродинамические характеристики крыла малого удлинения в ограниченном потоке. Отчет по НИР, номер государственной регистрации 78075544. / Барщев И.В., Андреев Г.И., Холявко В.И., Усик Ю.Ф. – Харьков: Харьковский авиационный институт, 1978. 80 с.

СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К РАЗРАБОТКЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ

Барсуков А.Г.

barsoucov@uca.edu

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматривается проблема разработки системы управления безопасностью полетов в гражданской авиации.

Проблема безопасности полетов исторически связана с изобретателями первого в мире аэроплана, способного совершать моторный полёт – братьями Райт. Именно младшему из братьев Райт пришлось на себе испытать опасность полётов в 1908 году, когда трагически погиб лейтенант американской армии, летевший в качестве пассажира на аэроплане, пилотируемом Райтом. После этой трагедии Райт произнес историческую фразу, перевод которой можно трактовать следующим образом: «Если кто-то думает, что летать на аэроплане безопасно, тому лучше сидеть на заборе и глазеть, как летают вороны».

В своём более чем вековом развитии, авиации пришлось преодолевать немало барьеров и трудностей. Одни из них существовали объективно с первых дней появления авиации, другие возникали на определенном этапе её развития. Одной из главных трудностей, существующей на протяжении всей истории авиации – обеспечение безопасности полетов. Безопасность полётов не самоцель для авиации, а средство достижения её высокой транспортной, экономической, а для военной авиации – боевой эффективности.

Наличие негативных авиационных событий – авиационных происшествий (АП) и инцидентов (АИ) обусловили разработку и применение для оценки достигнутого уровня безопасности полетов показателей (критериев) статистических и аналитических. В настоящее время в РФ и странах – членах Международной организации гражданской авиации-ИКАО широко используются показатели:

- количество утраченных воздушных судов, количество жертв, число АП и АИ;
- количество АП и АИ, приходящихся на 100 тыс. часов налёта, 100 тыс. полётов;
- количество жертв, приходящихся на 100 млн. перевезенных пассажирокилометров;
- количество часов налёта, приходящихся на одно АП или АИ.

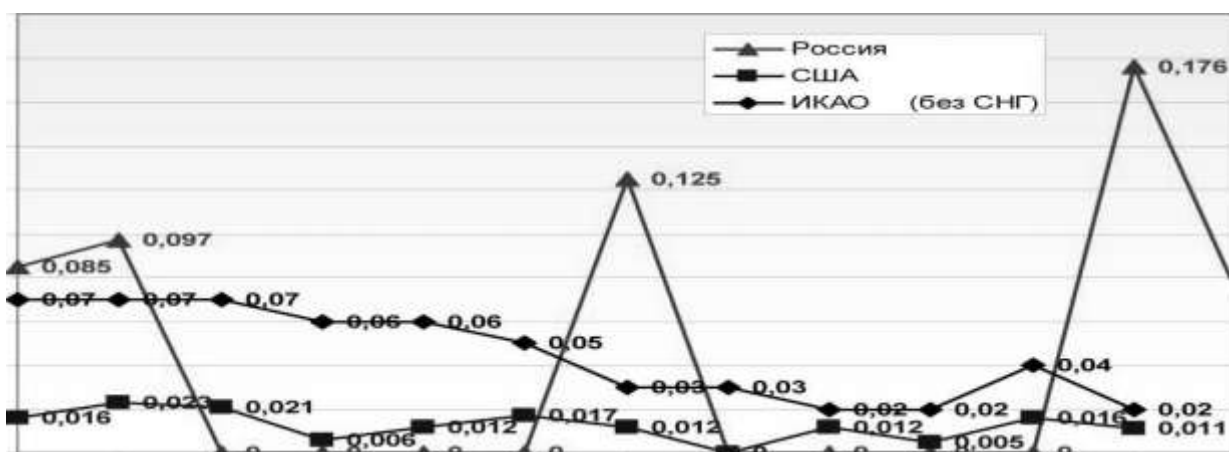


Рисунок 1. Динамика изменения числа катастроф.

Целенаправленная деятельность специалистов мировой авиации позволили во второй половине XX века признать авиацию одним из самых безопасных видов транспорта. По данным ИКАО к началу 60-х годов XX века количество погибших на 100 млн. пассажирокилометров имело значение менее 0,8, а в дальнейшем, благодаря важнейшим техническим достижениям и организационным мерам этот показатель достиг значения в передовых авиационных странах значение менее 0,1. На рис. 1 представлена динамика изменения числа катастроф, приходящихся на 100 тысяч часов налета в гражданской авиации.

К началу 21 века аварийность в гражданской авиации США и ИКАО достигнув определенных минимальных значений, прекратила своё заметное снижение. В связи с этим некоторыми специалистами были сделаны скоропалительные выводы о том, что достигнут предел минимальной аварийности. Однако более глубокий анализ показал, что стабилизация показателей безопасности полётов в данный период свидетельствует о необходимости критической оценки существовавшей на этот период системы обеспечения безопасности полётов.

Современные воздушные суда, их бортовое и наземное оборудование, подготовка авиационного персонала, организация воздушного движения в настоящее время существенно возросли в цене. Возросли и расходы на обеспечение безопасности полётов. На фоне этих проблем остро обозначились противоречия между экономическими возможностями эксплуатантов и потребностями по обеспечению безопасности полетов. Данное обстоятельство потребовало рассматривать безопасность полетов системно, охватывая как человеческие, технические, так и организационные факторы. Системный подход обусловил появление новых понятий: «Культура безопасности», «Политика безопасности», «Управление рисками» и т.д. Было осознано, что «человеческий фактор», отказы технических систем на эксплуатационном уровне действуют как пусковые механизмы скрытых условий, нарушающих систему защиты обеспечения безопасности полётов.

В связи с этим, возникла объективная необходимость в замене стратегии обеспечения безопасности полётов на стратегию управления безопасностью полётов. Первая получила название ретроактивной, т.к. вся предыдущая история борьбы с аварийностью в основном сводилась к разработке соответствующих мероприятий по результатам расследования АП, а вторая – проактивной, имея в виду, что она направлена на повседневную защиту авиационной системы от факторов опасности (негативных факторов) при отсутствии АП.

ИКАО обязала к 14 ноября 2013 г. каждое государство, каждую авиакомпанию, в соответствии с новым Приложением 19 «Управление безопасностью полётов» к Чикагской конвенции 1944 г. внедрить в повседневную деятельность Систему управления безопасностью полётов (СУБП).

Основными функциями, выполняемыми СУБП должны быть:

- определение рисков для безопасности полётов;
- обеспечение корректирующих и предупреждающих действий для поддержания заданных показателей безопасности полётов;
- проведение постоянного мониторинга и оценки показателей безопасности полётов;
- постоянное улучшение общих показателей функционирования СУБП.

В основу оценивания уровня безопасности полетов возможно использование следующих его понятий:

- абсолютная безопасность (нулевой риск);
- отсутствие факторов опасности;
- наличие приемлемого уровня безопасности полётов;
- наличие процесса выявления факторов опасности;
- отсутствие потерь (человеческих жертв, нанесение ущерба имуществу, окружающей среде).

Понятие абсолютной безопасности (отсутствие риска), подкупающее своей гуманностью, может оказывать негативное воздействие на решение других социально-экономических проблем. Именно поэтому, ИКАО в основу управления безопасностью полётов, положен принцип обеспечения приемлемого уровня риска, получивший интерпретацию его в виде: «Настолько низко, насколько это возможно в пределах разумного». Это объективно подтверждается тем, что безопасность вообще и авиационной системы в частности выражается через меру опасности, которой является риск. Риск может быть приемлемым или неприемлемым, тем самым подтверждая правильность перехода от утопической концепции абсолютной безопасности к реальной концепции остаточного риска АП. Величину приемлемого риска устанавливает государство согласно принятой Государственной программе обеспечения безопасности полетов гражданской авиации (в РФ программа принята в 2008 г.).

СУБП должна обеспечить организованный подход к управлению безопасностью полётов, предусмотреть создание необходимых структур, определить ответственность, обязанности, политические принципы и правила. Минимальные требования к внедрению СУБП включает следующие компоненты:

- политика и цели обеспечения безопасности полётов;
- управление факторами риска для безопасности полётов;
- обеспечение безопасности полетов;
- популяризация вопросов безопасности полетов.

Как видно, особое место в достижении исходных данных, формулировке и решении конкретных задач по управлению безопасностью полетов принадлежит выявлению, оцениванию и управлению факторами опасности и риска. Несмотря на разнообразие существующих рекомендаций и методик к разработке системы безопасности и её компонентов, наилучшее научное обоснование имеет подход, основанный на теории системной безопасности. Это следует из структуры самой системы безопасности, которая предусматривает гармоничное соединение результатов оценки качества технических комплексов с учётом требований теории надежности и теории системной безопасности. Данный подход позволяет рассматривать риск не как вероятность наступления негативного события, а как двумерное понятие: риск учитывает не только вероятность (а точнее возможность для редких событий) появления фактора опасности, но и степень серьёзности последствий (ущерба). Теория системной безопасности опровергает известный постулат теории надежности: «Если система надежна, то она безопасна».

В связи с таким подходом имела место эволюция определения «Безопасность полётов». Несколько лет назад не вызывала сомнения следующая формулировка: «Безопасность полётов – это комплексная характеристика воздушного транспорта и авиационных работ, определяющая способность выполнять полёты без угрозы для жизни и здоровья людей» ($n_{АП} = 0$). ИКАО предложила современное определение: «Безопасность полётов представляет собой состояние, при котором риск причинения вреда лицам или нанесение ущерба имуществу снижена до приемлемого уровня и поддерживается на этом, либо более низком уровне посредством постоянного процесса выявления факторов опасности и управления факторами риска для безопасности» ($n_{АП} \neq 0$).

Таким образом, сегодня концепция обеспечения безопасности полетов должна базироваться на следующих положениях и принципах:

- 1) функционирование СУБП должны обеспечивать две подсистемы, основанные на принципах: мониторинга и управления рисками и управления надежностью систем как качеством;
- 2) выбор приемлемого уровня безопасности базируется на основе прогнозирования уровней возможных последствий – ущерба с использованием прогнозных сценариев, т.е. проактивно.

Особое место в СУБП занимают процедуры выявления факторов опасности, оценивания и снижения уровней рисков. Процесс выявления факторов опасности является формализованным средством сбора, регистрации, анализа, действий с последующей обратной связью о факторах опасности. Действия, связанные с определением факторов опасности должны предприниматься во всех структурах авиапредприятия по реагирующим и превентивным схемам. Реагирующие схемы предусматривают получение сведений об АП, АИ, средств полетной информации.

В этом подходе заложен очень принципиальный метод использования информации далеко на подступах к АП с применением, например, так называемого правила 1:600 – на 1 катастрофу приходится 600 инцидентов.

Превентивные схемы используют добровольные сообщения о нарушениях, АИ, систему конфиденциальных сообщений, исследования по оценке безопасности полетов и их проверки. Процедуры оценки и снижения уровней рисков предусматривают анализ, устранение или снижение риска до приемлемого уровня. Оценка риска подразумевает учёт вероятности и серьёзности любых неблагоприятных последствий выявленного фактора опасности. Для проведения оценки риска могут использоваться математические модели, расчеты которых дополняются количественными данными в форме субъективного и логического анализа взаимосвязанных факторов.

Для документального оформления процедур оценивания факторов опасности и уровня риска используется матричное представление рисков. Например, ОАО «Аэрофлот» предлагает цифровую матрицу 5x5.

Под категорией (1, 2, 3, 4, 5) понимается частота появления рисковогото события, под классом (1, 2, 3, 4, 5) серьёзность риска (последствий). Каждой ячейке матрицы соответствует произведение соответствующего столбца и строки, что выражает истинное значение уровня риска. Цветовая гамма матрицы – красная (более тёмная – в черно-белом изображении), зелёная, жёлтая и белая, что позволяет выделить приемлемые риски, приемлемые после пересмотра произведенного процесса, риски, требующие снижения на уровне принятия решений руководством, неприемлемые риски при данных обстоятельствах и предлагаемые критерии. В этой матрице уровни риска имеют числовые значения равные 25, 16 и т. д.

В буквенно-цифровой матрице возможная частота возникновения события обозначается цифрами (от 1 до 5), а серьёзность риска – буквами (А,В,С,Д,Е), а уровень риска – 5Е, 5Ф, 2Е и т. д.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) (Doc/ ICAO 9859 AN/474). Издание второе ИКАО, 2009.

ПРОГРАММНЫЙ МОДУЛЬ СПЕКЛ-ЛАЗЕРНОГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Колесов С.С.¹, Павлов П.В.²

¹*kolesovss@mail.ru*, ²*pashok8208@mail.ru*

Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия имени
проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)

Малов А.Н.

cohol2007@yandex.ru

Иркутский государственный медицинский университет
(г. Иркутск)

Представлена структура и основные функциональные возможности программного модуля неразрушающего контроля деталей воздушного судна с использованием метода спекл-структур оптического излучения.

Согласно статистики авиационных происшествий и авиационных инцидентов ежегодный ущерб от авиационных происшествий государственной авиации (ГА) России составляет более 2 млрд. рублей. Происходящее перевооружение авиационных частей на дорогостоящую технику увеличивает ущерб от одного авиационного происшествия более чем в 10 раз. При сохранении существующих показателей аварийности обновление парка воздушных судов (ВС) приведет к росту ущерба от авиационных происшествий до 8- 10 млрд. рублей в год [1].

Модернизация существующих и разработка перспективных авиационных комплексов вооружения позволила расширить их диапазон применения, что непосредственно сказалось на увеличении нагрузок на все агрегаты воздушного судна в процессе эксплуатации. Одним из важных факторов, обуславливающих высокую аварийность ВС государственной авиации РФ, является несовершенство находящихся на вооружении строевых частей устройств неразрушающего контроля (НК).

Так, например, в основе дефектоскопических работ по осмотру поверхностей высоконагруженных деталей ВС лежит оптико-визуальный метод НК, следовательно, от его результатов будет зависеть дальнейшая безопасность полетов авиапарка ГА РФ [2]. Основным недостатком оптического метода неразрушающего контроля является влияние человеческой составляющей на результат контроля и отсутствие возможности определения глубины повреждения (дефекта) детали. Таким образом, возникли обстоятельства, требующие от предприятий промышленности, и, в частности, от учреждений, занимающихся выпуском устройств НК, разработки новых, высокоточных устройств НК, которые бы позволяли производить весь комплекс операций по

дефектоскопическому контролю поверхностей авиационных деталей, узлов и агрегатов при подготовке авиационной техники к полетам на высоком технологическом уровне.

Анализ требований выдвигаемых промышленности к характеристикам устройств НК поверхностей авиационных деталей, а также состояние современной элементной базы оптоэлектроники и разнообразие прецизионных оптических (лазерных) методов НК позволили провести комплекс мероприятий по применению и оценке эффективности использования метода спекл-структур оптического излучения (МССОИ) для определения параметров шероховатости и дефектоскопического контроля поверхностей деталей ВС [3, 4, 5]. Учет особенностей реализации МССОИ позволил разработать опытный образец мобильного спекл-лазерного дефектоскопа [6], способного в полевых условиях выполнять комплекс операций по НК деталей ВС на высоком технологическом уровне. Однако на сегодняшний момент остается открытым вопрос по разработке программного комплекса, позволявшего оператору, имеющему невысокий уровень подготовки проводить в автоматизированном режиме дефектоскопический контроль с использованием мобильного спекл-лазерного дефектоскопа.

Для решения поставленной проблемы предлагается с использованием инструментария Qt, библиотек QWT и компилятора GNU C++ разработать программный продукт, который позволил бы автоматизировать процесс дефектоскопического контроля поверхностей авиационных деталей при подготовке ВС к полетам. Программный продукт должен выполнять задачи автоматизации захвата изображения с мобильного спекл-лазерного дефектоскопа, вычисления функции автокорреляции и величины энергетического спектра поля спекл-картин, а так же принятия решения о пригодности поверхности к эксплуатации на основе введенных оператором ограничений по интервалу корреляции и ширине энергетического спектра соответственно.

В рамках решения задачи вычисления функции автокорреляции были реализованы следующие функции: функция пошагового смещения спекл-картины по осям x и y с шагом $\Delta=1$ пиксель относительно первоначального положения. Функцию вычисления коэффициента корреляции Пирсона (1) между распределением интенсивностей спекл-картины в начальном положении и положении со сдвигом, функцию построения графика зависимости коэффициента корреляции от смещения спекл-картины на плоскости (рис. 1).

$$r_{xy} = \frac{\sum_{i=1}^m ((x)_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^m ((x)_i - \bar{x})^2 (y_i - \bar{y})^2}} = \frac{\text{cov}(x, y)}{\sqrt{s_x^2 s_y^2}} \quad (1)$$

где: \bar{x}, \bar{y} – выборочные средние x^m, y^m ; s_x^2, s_y^2 – выборочные дисперсии; $r_{xy} \in [-1; 1]$.

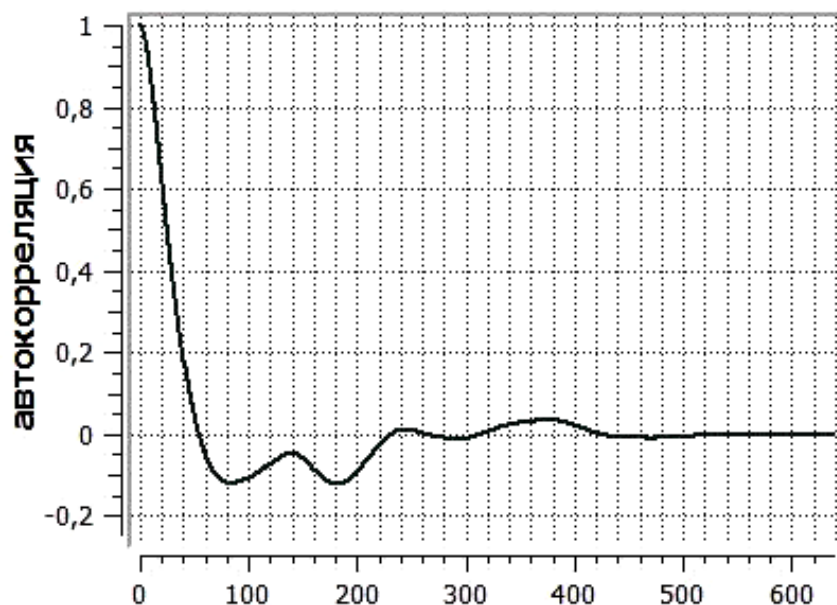


Рисунок 1. График функции автокорреляции спекл-картины.

В рамках решения задачи вычисления энергетического спектра поля спекл-картин была реализована функция обратного дискретного преобразования Фурье (2), построен график зависимости энергетического спектра поля от смещения спекл-картины на плоскости (рис. 2).

$$x_n = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^K X_k e^{\frac{-2\pi i k n}{K}} \quad (2)$$

где: N – количество значений корреляционной функции; X – множество значений корреляционной функции.

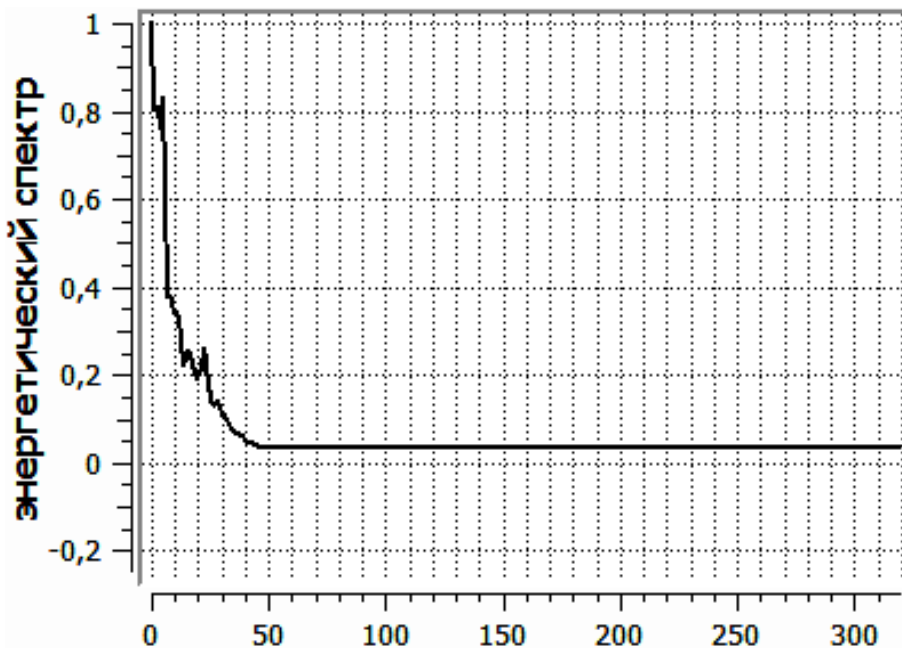


Рисунок 2. График энергетического спектра поля спекл-картины.

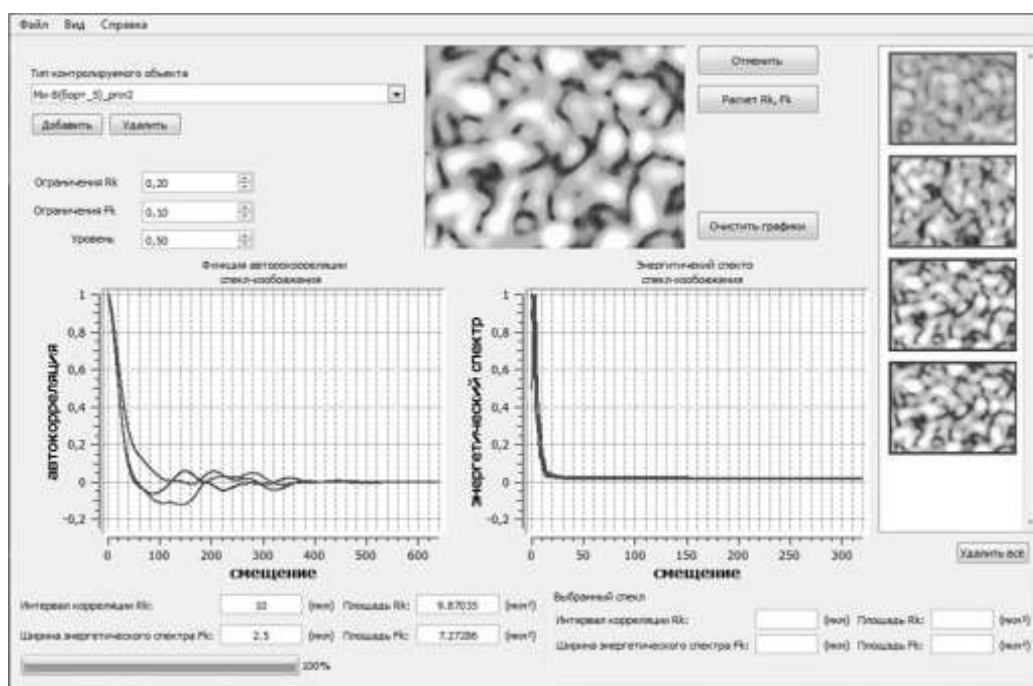


Рисунок 3. Графический пользовательский интерфейс.

Интерфейс программного продукта был разработан с учетом невысокого уровня подготовки оператора и должен включать в себя (рис. 3):

- 1) поле выбора типа контролируемого объекта;
- 2) кнопка «Добавить» позволяет занести новый тип объекта в таблицы базы данных;
- 3) поле ввода ограничений по интервалу корреляции (ограничения R_k);
- 4) поле ввода ограничений по ширине энергетического спектра (ограничения F_k);
- 5) кнопка «Контроль» вызывает функцию захвата спекл-картины с мобильного спекл-лазерного дефектоскопа;
- 6) кнопка «Расчет R_k, F_k » вызывает функцию вычисления функции автокорреляции и энергетического спектра поля спекл-картины;
- 7) поле вывода регистрируемых спекл-картин при зондировании контролируемого участка детали;
- 8) график функции автокорреляции спекл-картины;
- 9) график энергетического спектра поля спекл-картины;
- 10) поле вывода величины интервала корреляции и площади функции автокорреляции спекл-картины;
- 11) поле вывода ширины и площади энергетического спектра поля спекл-картины;
- 12) индикатор процесса вычислений.

Результаты вычислений сохраняются в памяти персонального компьютера, либо на любом другом носителе предоставляющем возможность перезаписи

информации. Для обеспечения унификации хранимых данных разработана база данных, в таблицах которой заносятся типы исследуемых авиационных деталей, значения функций автокорреляции, интервалов функции автокорреляции, ширины энергетического спектра регистрируемых спекл-картин полученных от контролируемых участков поверхностей.

В таблицы базы данных также вносятся результаты расчетов эталонных поверхностей. Сравнение данных между эталонной поверхностью и исследуемой позволяет определить пригодность изделия к дальнейшей эксплуатации. Также результаты расчетов параметров спекл-картин при дефектоскопическом контроле поверхностей авиационных деталей, возможно, применять в научной деятельности по исследованию технических путей построения оптических средств НК на основе использования метода спекл-структур.

Таким образом, создание автоматизированной системы НК, включающей мобильный спекл-лазерный дефектоскоп и программный комплекс позволит автоматизировать процесс НК, повысить достоверность результатов за счет исключения влияния субъективной человеческой составляющей на результат контроля, сократить время дефектоскопического контроля, а как следствие и время на подготовку ВС к полетам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пшизов А.К. Состояние аварийности государственной авиации Российской Федерации // Сборник трудов общества независимых расследований авиационных происшествий. Выпуск №23. М., 2011. С. 44- 59.
2. Белокопытов В.А., Разиньков В.В., Трофимов Г.М. О необходимости дифференцированного подхода к эксплуатации рычагов поворота лопастей втулок несущих винтов вертолетов семейства Ми-8 и типа Ми-24 // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. Выпуск №163 (1). С. 176-182.
3. Петров Н.В., Павлов П.В., Малов А.Н. Численное моделирование распространения и отражения оптического вихря методами скалярной теории дифракции // Квантовая электроника. 2013. Т. 43, № 6. С. 582- 587.
4. Павлов П.В., Малов А.Н. Определение параметров шероховатости оптически-непрозрачных деталей методом спекл-структур с применением спиральных пучков // Компьютерная оптика. 2012. Т. 36, №365. С. 365-370.
5. Павлов П.В., Малов А.Н., Петров Н.В. Оценка технического состояния поверхностей деталей воздушного судна с использованием метода спекл-структур оптического излучения и спиральных лазерных пучков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14, № 4(2). С. 663-668.
6. Устройство бесконтактного определения шероховатости: пат. №112991 Рос. Федерация. №2010126070/27; заявл. 25.06.10; опубл. 27.01.12, Бюл. №3. 6 с.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОБУЧЕНИЯ В ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКЕ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА

Кузнецов С.Н.

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Приобретение практических навыков работы на авиационной технике в условиях жесткой экономии ресурса двигателей и горюче-смазочных материалов в современных условиях становится практически невозможным. «Люди запоминают 20% того, что они видят, 40% того, что они видят и слышат и 70% того, что они видят, слышат и делают» (исследования компании Haskett Consulting Inc. (HCI)), отсюда следует, что для эффективного приобретения практических навыков требуются постоянные тренировки [7].

Тренажёрные технологии сегодня – это сложные комплексы, системы моделирования и симуляции, системы визуализации компьютерные программы и физические модели, специальные методики, создаваемые для того, чтобы подготовить человека к принятию качественных и быстрых решений. Высокая стоимость тренажеров, приближенная к стоимости авиационной техники, требует проводить разработку электронных тренажеров максимально приближенных к реальному объекту при относительно небольших затратах на их разработку.

Любой компьютерный тренажёр в основе своей является системой виртуальной реальности, где человек осуществляет навигацию, управляя виртуальной моделью которую можно рассматривать как некий итог развития интерактивности системы «машина – человек». Естественно, что обучение на тренажёрах позволяет уменьшить расходы на подготовку лётного и инженерно – технического персонала, поднять уровень их теоретических знаний и практических навыков, сохранить ресурс самолётов и двигателей, сократить затраты на обслуживание авиационной системы, более эффективно использовать выделенные средства из бюджета, формировать новые подходы в подготовке [8].

С целью обеспечения образовательного процесса в рамках дисциплин кафедры ЛА был разработан электронный тренажер по обучению запуску вспомогательной силовой установки ТА-6А на самолете Ил-76. Данная проблема была связана и с тем, что по статистическим данным в 76% случаев причиной незапуска и вывода из строя вспомогательной силовой установки является человеческий фактор, т.е. ошибочные действия пилотов и техников.

В процессе реализации идеи проекта решались следующие задачи:

- разработка сценария и структуры электронного приложения;
- анализ материала по конструкции и запуску ВСУ ТА-6А;

- создание навигационной карты приложения;
- разработка интерфейса;
- сбор текстовой информации;
- разработка формы вывода информации;
- создание графических элементов;
- оцифровка звука и видео;
- функциональное тестирование;
- исправление ошибок;
- создание рабочей версии;
- тестирование пользователем;
- создание диска-оригинала.

Сценарий приложения подразумевал под собой подробный перечень компонентов и этапов запуска ВСУ, а также предварительное описание структуры запуска ВСУ: описание анимационных и видеофрагментов, иллюстраций, связи между тематическими разделами, гипертекстовые ссылки. Разработка сценария обучающей системы подразумевало реализацию отдельных задач, позволяющих в результате сформировать последовательность видеостраниц. Каждая видеостраница включает в себя определенное сочетание элементов мультимедиа:

- обычный текст и гипертекст, а также гипермедиа (содержит ссылки не только на связанные темы, разделы или понятия по тексту, но и на другие подчиненные медиаэлементы – изображения, звук, видео);
- табличная информация;
- иллюстративный материал – графики, схемы, пояснительные рисунки и другие изображения;
- реальные фотоматериалы;
- звукозапись, музыка;
- выбор среды разработки приложения;
- фрагменты видеосъемок.

Первая страница электронного приложения (рис. 1) является главным меню, в котором через соответствующие кнопки с пояснительным текстом выполняются линейные переходы к воспроизведению информации соответствующего назначения. Назначение кнопок соответствует тематике изучения двигателя ТА-6А в соответствии с инструкцией по технической эксплуатации (описание двигателя, конструкция двигателя, эксплуатация, органы управления запуском, порядок запуска). Каждая кнопка исполняет определенную программу, написанную на языке Script.

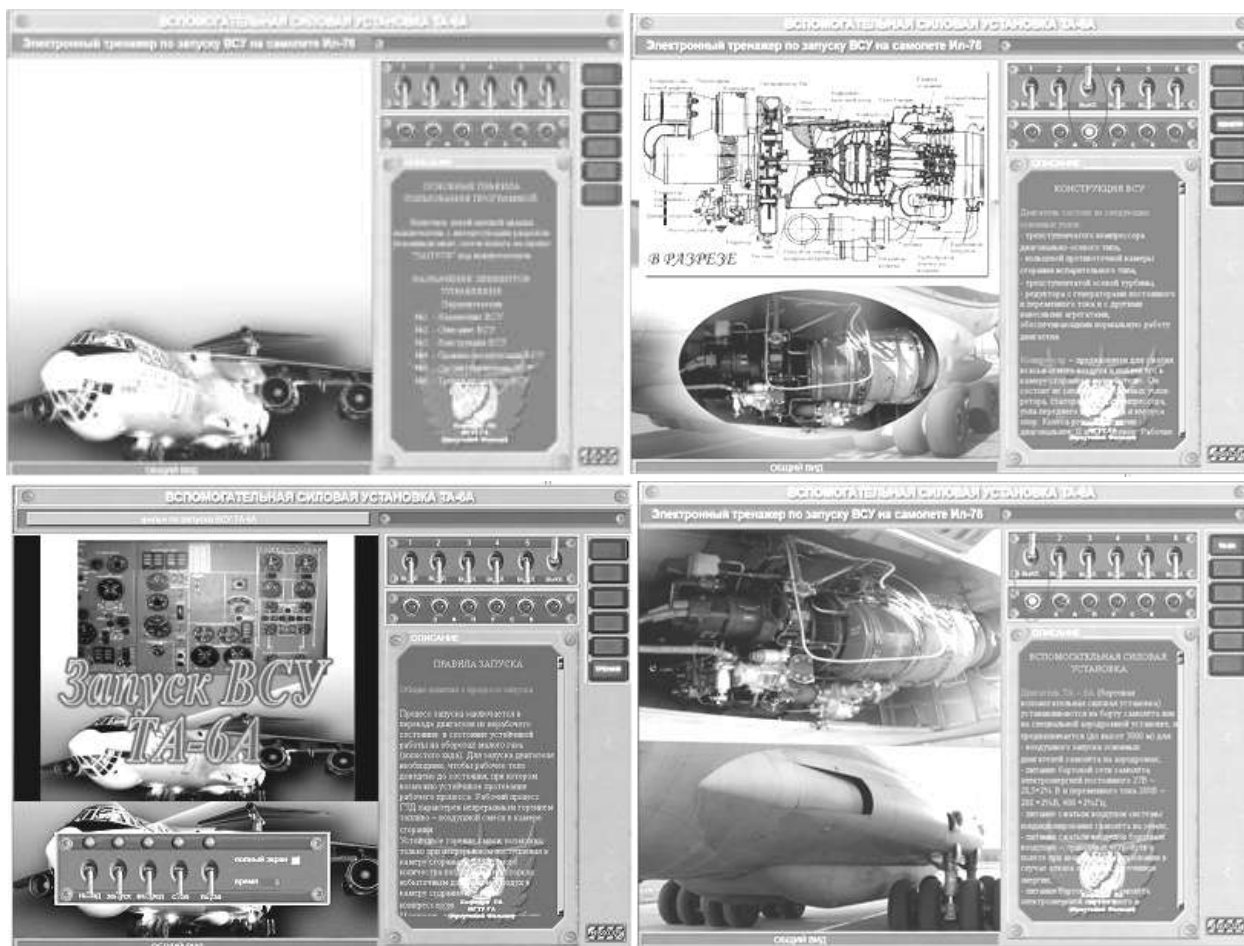


Рисунок 1. Главное меню и органы управления переходами.

С помощью кнопки «тренаж» осуществляется переход к панели запуска ВСУ с инструкцией по порядку запуска или переход к панели запуска для проведения тренировок по запуску двигателя после процесса обучения (рис. 2).

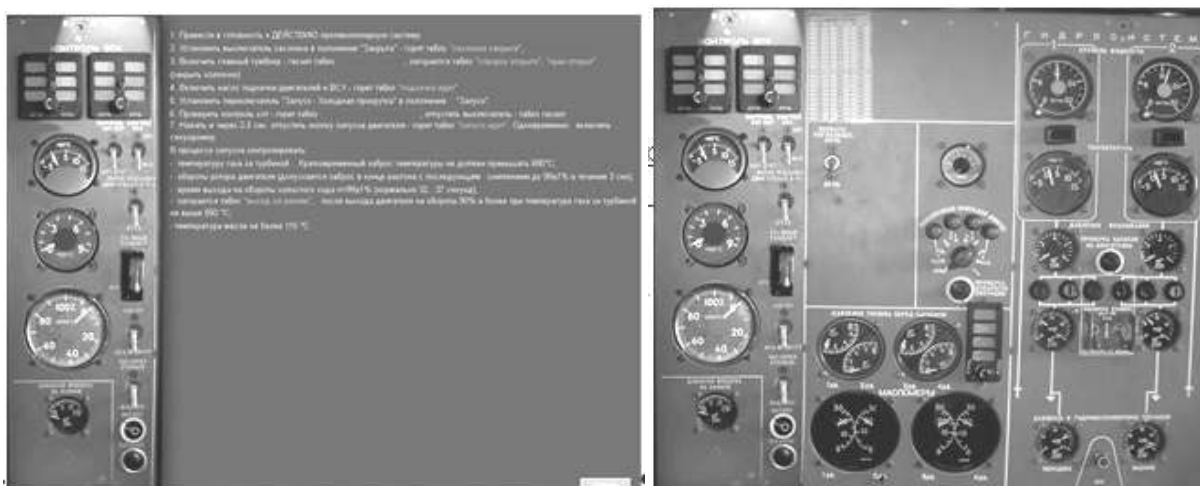


Рисунок 2. Панель запуска ВСУ-6А.

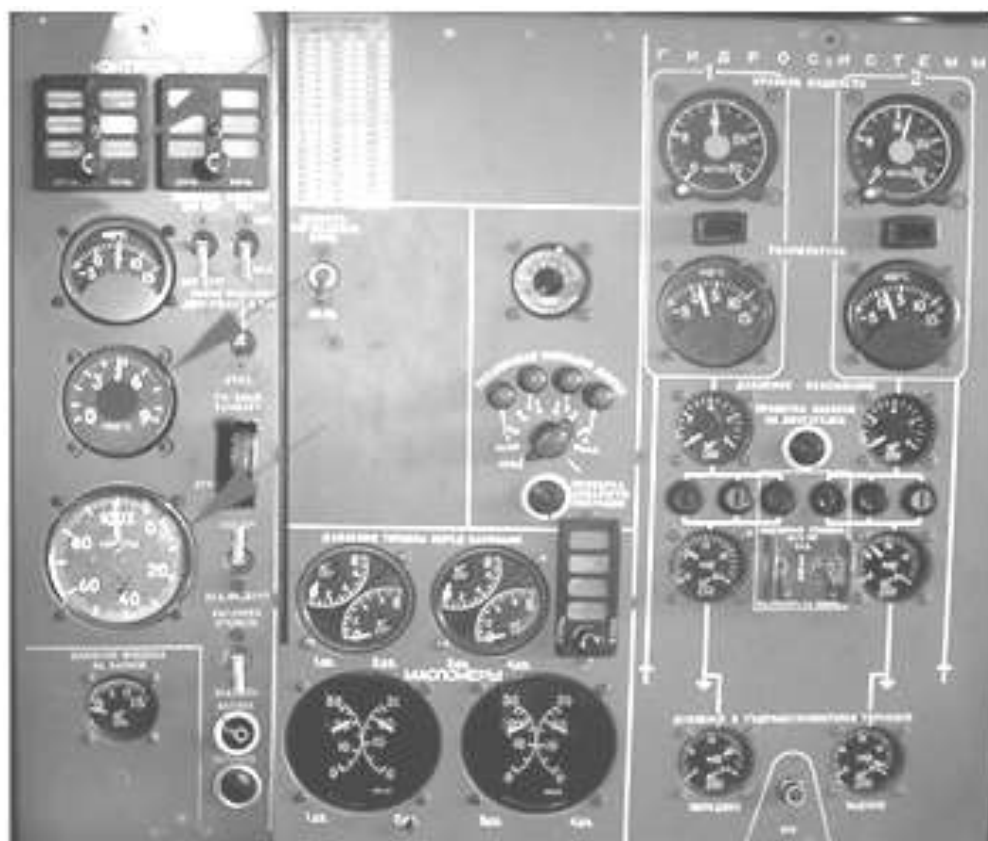


Рисунок 3. Контроль параметра запуска ВСУ-6А.

Элементы управления запуском и сама панель запуска максимально приближены к реальной технике, основой являются фотографии панели и всех её элементов. В процессе тренировки по запуску имитируется процесс запуска и работа двигателя (рис. 3).

Индивидуальное использование программы, установленной на компьютере, позволяет студентам самостоятельно изучить конструкцию, техническое обслуживание вспомогательной силовой установки ТА-6А на самолете Ил-76, а также привить практические навыки по работе с арматурой кабины, запуску двигателя и контролю его параметров.

Разработанная программа прошла апробацию на практических занятиях с группой студентов ИФ МГТУ ГА, позволила за время занятия обучить студентов запуску ВСУ ТА-6А на самолете Ил-76.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по аэродромному обслуживанию самолета Ил-76Т – М., 1978.
2. Чинючин Ю.М., Чичерин А.С., Вильянов С.В. Пособие по проведению учебной практики «Эксплуатационная-1» на самолете Ил-76. – М.: МГТУ ГА, 2007 – 36с.
3. Самолет Ил-76ТД. Инструкция по технической эксплуатации – М., 1978.

4. Регламент технического обслуживания самолета Ил-76ТД. – М.: ДВТ МТ РФ, 1994.
5. HyperMethod, справочник. Санкт-Петербург, 2000.
6. Инструкция по технической эксплуатации ТА – 6А.1977.
7. Кувшинов С.В., Усков Г.Н. 3D в образовании: восторженные ожидания и реальные тревоги. Доклад на Международной ежегодной научно-технической конференции «Запись и воспроизведение объемных изображений в кинематографе и других отраслях». 18 Мая, 2012.
8. Применение технологий виртуальной реальности в тренажерах и симуляторах – See more at: <http://ve-group.ru/3dvr-resheniya/trenazheryi/#sthash.XkopntCS.dpuf>

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО КОРРЕКТИРОВКЕ ТЕРМИНОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЙ ГОСУДАРСТВЕННОГО СТАНДАРТА ГОСТ Р 27.002-2009

Лукасов В.В., Никушкин Н.В.
Сибирский государственный аэрокосмический университет
им. академика М.Ф. Решетнёва
(г. Красноярск)

Рассмотрены и проанализированы термины и определения государственного стандарта ГОСТ Р 27.002-2009, в сравнении с его предшественником ГОСТ 27.002-89, с точки зрения возможности применения при эксплуатации авиационной техники.

Основываясь на требованиях международного стандарта МЭК 60050(191):1990-12 «Надежность и качество услуг», в 2009 году Федеральным государственным предприятием «Всероссийский научно-исследовательский институт стандартизации и сертификации в машиностроении» («ВНИИНМАШ») разработан Государственный Стандарт ГОСТ Р 53480-2009 «Надежность в технике. Термины и определения», который в дальнейшем был переименован в «ГОСТ Р 27.002-2009. Надежность в технике. Термины и определения» [1].

В этом документе частично изменена терминология, расширена номенклатура терминов и определений. Термины расположены в систематизированном порядке, представлена их аббревиатура. Приведены иноязычные эквиваленты стандартизованных терминов на английском языке.

Разработанный и введенный в действие ГОСТ Р 53480 явился своевременным и необходимым документом, так как его предшественник (ГОСТ 27.002-89. Надежность в технике. Основные термины и определения) [2] действовал еще с 1990 года.

Вместе с тем, как и все новое, документ требует «обкатки», проверки, корректировки, уточнения и правки [3]. В связи с этим рассмотрим некоторые его положения.

Для удобства ориентации в документах примем за «новый» ГОСТ Р 27.002-2009, а за «старый» – ГОСТ 27.002-89.

Пункт 1. «Изделие: любая функциональная единица, которую можно рассматривать в отдельности» и далее идут Примечания, первое из которых целесообразно было бы записать: «Примерами изделий могут быть элемент, деталь, узел, аппаратура, устройство, оборудование, подсистема, система». Старое определение более точно и проще в понимании, не требующее пояснений: изделие – единица продукции, выпускаемая данным предприятием, цехом и т.д. (подшипник, ремень, станок, автомобиль, самолет).

Во втором примечании записано: «Изделие может состоять из технических средств, программного обеспечения или их сочетания и может также, в частных случаях включать людей». Но согласно старому стандарту это ближе подходит к определению «системы». Система – совокупность совместно действующих элементов, предназначенная для самостоятельного выполнения заданных функций (гидросистема, шасси) [3].

В тоже время понятия системы новый стандарт не дает.

Пункт 4. Восстанавливаемое изделие: «Изделие, которое при данных условиях после отказа может быть возвращено в состояние, в котором оно может выполнять требуемую функцию».

Старое проще и понятнее, не приводящее к повторным прочтениям: Восстанавливаемое изделие, которое может быть восстановлено потребителем, например станок, автомобиль, радиоприемник, самолет.

Пункт 5. Невосстанавливаемое изделие: «Изделие, которое при данных условиях после отказа не может быть возвращено в состояние, в котором оно способно выполнить требуемую функцию».

Если оставлять это определение, то необходимо уточнить: кем не возвращено? То есть это должен быть потребитель. А «при данных условиях» очень неопределенно.

Пункт 11. Дефект: «Невыполнение требования, связанного с предполагаемым или установленным использованием».

Определение короткое по сравнению со старым, но даже для специалиста трудно воспринимаемо.

Применительно к авиационной технике, одно дело, если это нарушение лакокрасочного покрытия, другое – царапина или вмятина, которые на обшивке могут быть как дефектом, так и неисправностью.

Старое определение более точно: дефектом называется каждое отдельное несоответствие продукции требованиям, установленным нормативной документацией.

Пункт 17. Свойство готовности и влияющие на него свойства безотказности и ремонтпригодности, и поддержка технического обслуживания.

Определение трудно в понимании и усвоении. Старое: «надежность – это свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах все параметры, обеспечивающие выполнение требуемых функций в заданных условиях эксплуатации».

Если раньше надежность характеризовалась 4 свойствами (безотказность, долговечность, ремонтпригодность, сохраняемость), то сейчас – готовностью и влияющие на него свойства безотказности и ремонтпригодности.

«В связи с этим возникают следующие вопросы: куда входят рассматриваемые далее в стандарте свойства долговечности и сохраняемости?» [3].

Пункт 28. Нарботка: «интервал времени, в течение которого изделие находится в состоянии функционирования».

В авиации самый короткий промежуток времени – время одного полета. Но наработку, в основном, используют для N количества полетов. Поэтому целесообразно написать «интервал или сумма интервалов времени».

Пункт 49. Отказ: «потеря способности изделия выполнить требуемую функцию».

Но отказ это, в первую очередь, событие, то есть он одномоментен и слово «событие» является ключевым. Об этом не сказано в определении, а дается в приложении, как бы между прочим.

Для авиации, старое определение более точно: отказ – событие, заключающееся в полной или частичной утрате работоспособности.

В полете, при самопроизвольном снижении оборотов двигателя ниже требуемых – он функционирует, но не обеспечивает заданный режим полета. Или снижение давления в гидросистеме ниже установленного (она функционирует), не обеспечивает выпуск, уборку шасси, закрылков. Это считается отказом.

Пункт 61. Отказ вследствие изнашивания: «отказ, вероятность возникновения которого возрастает с течением времени из-за накапливаемых ухудшений, вызванных прилагаемыми при использовании нагрузками».

Словосочетание «с течением времени» – это фактор старения, а «накапливаемых ухудшений, вызванных прилагаемыми при использовании нагрузками» могут быть на растяжение, сжатие, излом и т.д. А в определении «износа» сказано: износом называется изменение размеров, формы, массы или состояния поверхности изделия вследствие разрушения (изнашивания) микрообъемов поверхностного слоя изделия при трении.

Пункт 65. Проявление скрытой неисправности: «отказ, который указывает на существование скрытой неисправности».

Возможно это все-таки «неисправность, причину которой не выявили»?

Пункт 68. Повреждение: «приемлемая для пользователя неполная способность изделия выполнить требуемую функцию».

Определение не совсем приемлемо применительно к авиационной технике. Например, повреждение силового элемента крыла, который скрыт под обшивкой. Никогда пользователь не определит способность крыла безопасно выполнять требуемую функцию.

Пункт 69. Неисправность: «состояние изделия, характеризующееся неспособностью выполнить требуемую функцию, исключая такую неспособность во время профилактического технического обслуживания или других запланированных действий или из-за нехватки внешних ресурсов».

Определение «размыто» и очень сложно в понимании даже для специалиста. Старое более четко и точнее: неисправность – состояние изделия, при котором оно не соответствует хотя бы одному из требований технической документации.

Пункт 73. Неявная неисправность: «неисправность, которая вызывает ошибку при специфических условиях».

Возможно: которая «проявляется при определенных условиях функционирования (эксплуатации)».

И в Примечании: неявная неисправность является скрытой до первого проявления – «до первого проявления» заменить на «она проявляется, но причина неизвестна».

Пункт 75. Систематическая неисправность: «неисправность, которая регулярно проявляется при возникновении определенных обстоятельств».

Возможно «при возникновении определенных обстоятельств» заменить на «при функционировании в определенных условиях (на определенных режимах работы)».

Пункт 77. Производственная неисправность: «неисправность из-за неадекватного изготовления изделия».

Возможно «неадекватного изготовления изделия» заменить на «нарушение технологии изготовления».

Пункт 125. Ремонт (в области надежности в технике): «часть корректирующего технического обслуживания, включающая непосредственные действия, выполняемые на изделии».

В соответствии с определением ремонт является частью части технического обслуживания, то есть он входит в состав технического обслуживания. Но всегда было, что ремонт и техническое обслуживание – разные понятия.

Пункт 129. Устранение неисправности: «действия проводимые, после диагностирования неисправности для восстановления работоспособного состояния изделия».

Во-первых, диагностируют изделие, а во-вторых, неисправность определяют, то есть надо записать «после определения неисправности».

Слово «проводимые» заменить на «выполняемые».

Пункт 131. Восстановление: «событие, при котором после неисправности наступает работоспособное состояние изделия».

Восстановление не может быть «событием», так как это процесс, протяженный во времени.

Работоспособное состояние изделия не «наступает», а его обеспечивают.

Между словами «после неисправности» необходимо вставить слово «устранения».

Пункт 132 и 133. Техническое обслуживание на месте эксплуатации: «техническое обслуживание, выполняемое на месте использования или хранения изделия».

Техническое обслуживание вне места эксплуатации: техническое обслуживание, выполняемое после удаления изделия с места использования или хранения. Не дав определение словосочетанию «место эксплуатации», трудно понять что такое «техническое обслуживание на и вне места эксплуатации». Они «расплывчатые», в них нет определенности.

Пункт 173. Коэффициент технического использования (в области надежности в технике): «доля времени нахождения изделия в работоспособном состоянии относительно общей продолжительности эксплуатации в заданном интервале времени, включая все виды технического обслуживания».

Коэффициент безразмерная величина и не может быть временем или «долей времени».

Рассмотрев и проанализировав основные положения, термины и определения, можно сделать вывод, что применять новый документ на практике, когда его использует профессионал, зная «сильные» и «слабые» стороны, это одно дело. Другое дело, когда его применяет «начинающий» специалист. Эта опасность в большей степени связана с тем, что документ является основой ряда дисциплин. Поэтому обучать студентов высших учебных заведений материалам «сырого» документа, выведенного на уровень государственного стандарта, вдвойне опасно. И если это делать, то необходимо учитывать и брать поправки на термины и определения «старого» государственного стандарта ГОСТ 27.002-89.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ Р 27.002-2009. Надежность в технике. Термины и определения. – М.: Госстандарт России, 2011. – <http://docs.cntd.ru/document/1200077768>
2. ГОСТ 27.002-89. Надежность в технике. Основные определения. Термины и определения. – М.: Госстандарт России, 1990. – <http://docs.cntd.ru/document/gost-27-002-89>
3. Ицкович А.А., Файнбург И.А.. Анализ новой терминологии по надежности по ГОСТ Р 27.002-2009 и возможности ее применения при эксплуатации авиационной техники. –М.: Издательство МГТУ ГА, 2011.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ РЕАЛЬНОЙ ФОРМЫ ВСЕХ ЭЛЕМЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ

Черепанов В.В., Вшивков Ю.Ф.¹, Галушко Е.А.², Кривель С.М.³
¹1988ufv@mail.ru, ²Photon_91@mail.ru, ³krivel66@mail.ru

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрены особенности и задачи аэродинамического проектирования беспилотных летательных аппаратов малой размерности. Разработаны методы гибкого проектирования формы беспилотного летательного аппарата и расчета параметров обтекания с использованием ANSYS. Особое внимание уделено возможностям и практическому использованию возможностей ANSYS с точки зрения исследования физики обтекания летательного аппарата.

Аэродинамическое проектирование беспилотных летательных аппаратов (БЛА) имеет ряд особенностей:

1) летательные аппараты имеют относительно малые геометрические размеры и эксплуатационный диапазон в области так же относительно малых скоростей полета. Это предопределяет обтекание с малыми числами Re . Что, в свою очередь, приводит к реализации преимущественно ламинарных режимов обтекания со всеми вытекающими особенностями аэродинамических характеристик;

2) относительно низкая стоимость БЛА и незначительный риск при фатальном исходе его применения, как правило, малый ресурс изделий снижают уровень требований к качеству аэродинамического проектирования уровнем достижения приемлемых характеристик. Часто на высший приоритет выносятся требования по обеспечению простоты изготовления планера БЛА.

3) узкая специализация целевого оборудования и, наоборот, максимально унифицированные требования к планеру БЛА так же снижают требования к качеству аэродинамического проектирования специализированного БЛА;

4) высокий уровень автоматизации управления БЛА без выдвигания жестких требований по качеству управления и обеспечения устойчивости и управляемости (в сопоставлении с пилотируемыми летательными аппаратами) сводит требования к аэродинамическому проектированию к безусловному обеспечению управляемости. При этом обычно проблемы, в первую очередь, обычно решаются методами модификации алгоритмов управления;

5) высокая относительная энерговооруженность БЛА малой размерности позволяет реализовывать режимы полета и управления за счет использования динамических эффектов и компенсировать просчеты аэродинамического проектирования планера;

б) часто требования обеспечения специальных режимов полета, управления и размещения бортового оборудования в соответствии с требованиями к размещению его составляющих, преобразуют требования к аэродинамическому проектированию планера в требования к системному проектированию комплекса «планер-двигатели-источники энергии-преобразователи механической энергии».

Безусловно, комплекс программного обеспечения ANSYS предоставляет уникальные возможности аэродинамического проектирования БЛА с учетом указанных выше особенностей [1, 2, 3]. Основными из них являются:

1) хорошая совместимость с CAD системами и возможность реализации моделей в реальном масштабе любых физических величин;

2) возможность решения задач в стационарной и нестационарной постановке, с использованием различных моделей среды, в том числе и вязкости и, соответственно, турбулентности;

3) широчайшие возможности по совместному моделированию комплексов подвижных и неподвижных агрегатов при различных граничных условиях;

4) возможность «физического» анализа протекающих процессов на основе визуализации результатов расчетов с возможностью управления анализом.

В рамках настоящего исследования отработана методика математического моделирования аэродинамики БЛА с точным описанием реальной формы с расчетом суммарных и распределенных аэродинамических характеристик. В работах [2, 3] рассмотрены некоторые возможности и принципы применения ANSYS. В настоящей работе основное внимание было уделено следующим моментам:

1) максимальная гибкость в переходе от CAD модели геометрии компоновки к расчетной сетке;

2) обеспечение приемлемой достоверности расчета с учетом реализации необходимого уровня числа Re ;

3) анализ возможностей ANSYS по описанию «физической» сущности протекающих аэродинамических процессов.

Итак, на рис. 1 изображена исследуемая компоновка БЛА с распределением местного давления по поверхности летательного аппарата на угле атаки 30 градусов.

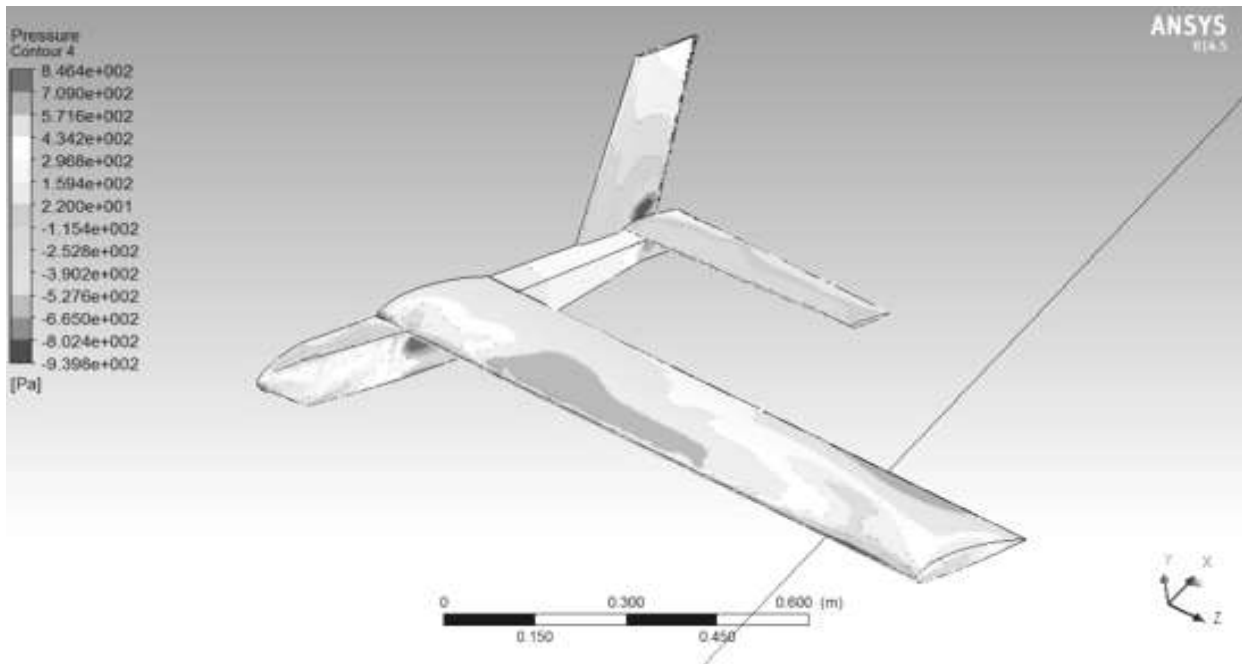


Рисунок 1. компоновка БЛА с распределением местного давления по поверхности летательного аппарата на угле атаки 30 градусов.

Зоны повышенного давления на верхней поверхности крыла позволяют выявить зоны отрыва потока, которые конечно существуют на таком угле атаки. Проверить это утверждение достаточно легко с использованием визуализации линий тока в окрестности поверхности крыла (рис. 2).

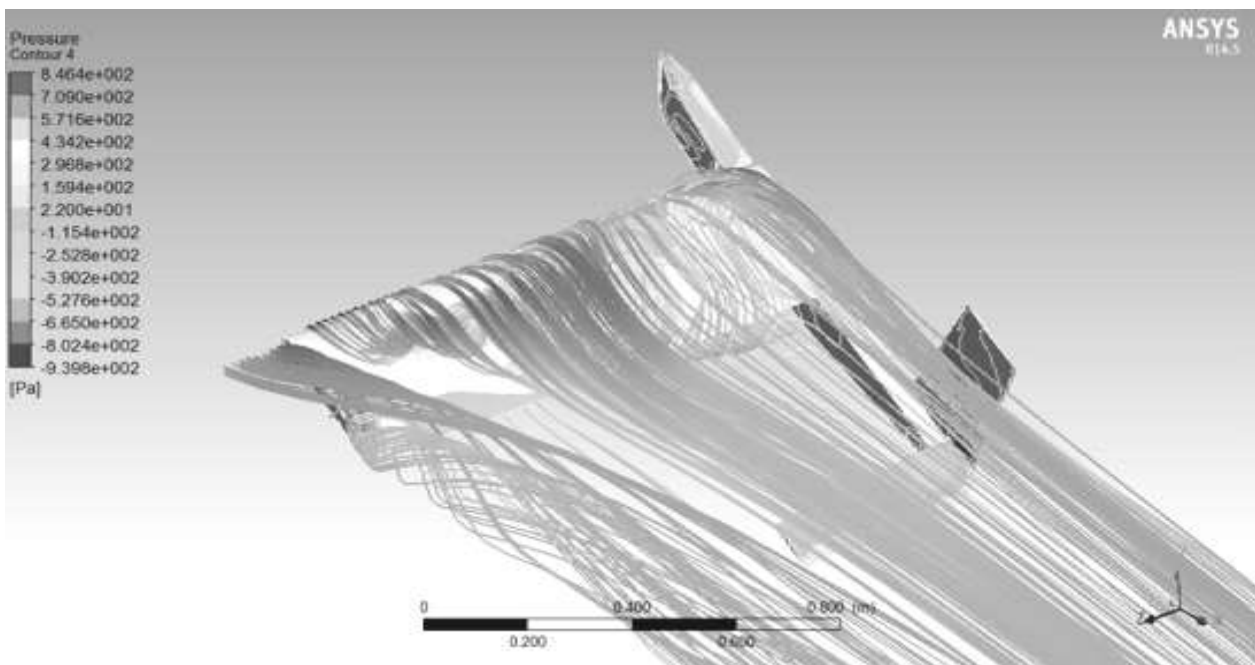


Рисунок 2. Визуализация линий тока в окрестности поверхности крыла.

Рисунок демонстрирует наличие ярко выраженных вихревых (срывных) зон. Таким образом, решается одна из достаточно сложных задач аэродинамики по определению параметров и условий отрыва потока. На рис. 3 зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки α естественно отражает в полной мере наличие срывных явлений. На рис. 4 зависимость коэффициента продольного момента m_z от угла атаки α естественно отражает в полной мере наличие срывных явлений.

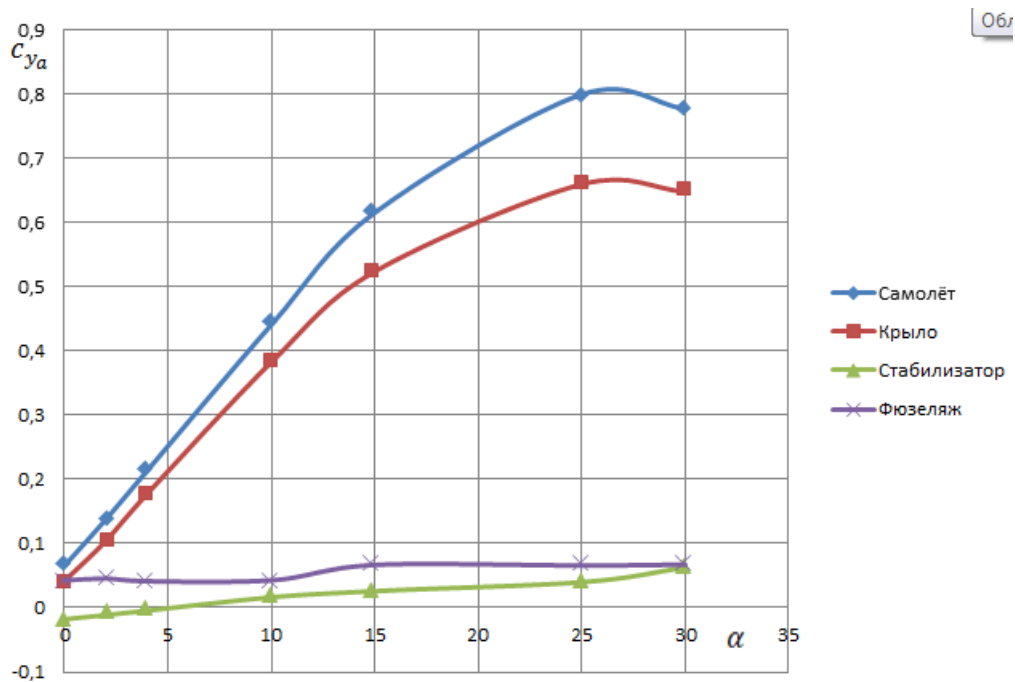


Рисунок 3. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки α .

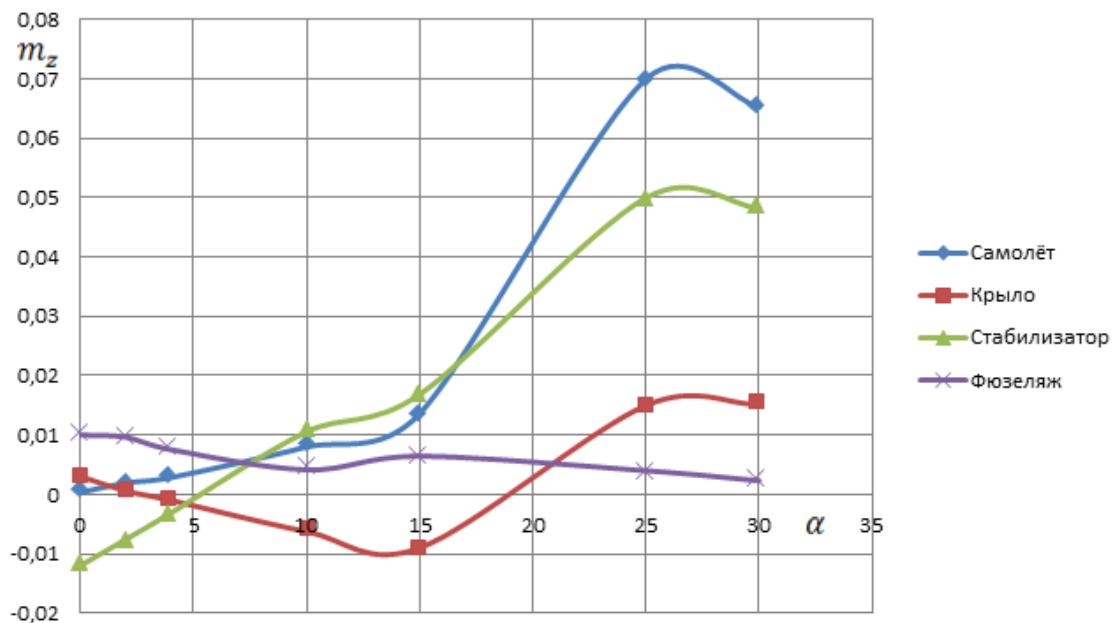


Рисунок 4. Зависимость коэффициента продольного момента m_z от угла атаки α .

Главным итогом работы на настоящем этапе явились:

- 1) освоение одного из лучших пакетов решения задач конечно-разностными методами ANSYS в приложении к задаче аэродинамического проектирования БЛА малой размерности общего назначения самолетного типа;
- 2) исследование аэродинамических характеристик реального БЛА в задаче проектирования с использованием САД систем и производства [4].

ЛИТЕРАТУРА

3. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров: Справ. Пособие. М.: Машиностроение. – 1, 2004. 512 с.
4. Галушко Е.А., Вшивков Ю.Ф., Кривель С.М. Синтез несущей системы экраноплана с улучшенными эксплуатационными характеристиками. Статья настоящего сборника.
5. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Выбор параметров аэродинамических управляющих поверхностей компоновки экраноплана с улучшенными эксплуатационными характеристиками. Статья настоящего сборника.
6. Кривель С.М. Опыт проектирования и постройки беспилотного летательного аппарата общего назначения. Статья настоящего сборника.

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

Председатель – к.и.н., доцент Астраханцев Олег Николаевич
Секретарь – к.п.н., доцент Шутова Татьяна Анатольевна

ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ АЭРОПОРТА ГОРОДА ИРКУТСКА

Соколова В.В.
kadaww72@mail.ru
Учебно-методическое управление
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

По материалам литературных источников, СМИ и сети интернет с приведением исторических фактов представлена хронология становления, совершенствования и перспектив развития аэропорта г. Иркутска.

Иркутская авиация начиналась с постройки любителями моделей летательных аппаратов. В 1911 местное отделение аэроклуба насчитывало более 150 человек. Всероссийский аэроклуб постановил выдать Иркутскому отделению большую субсидию для строительства собственного аэроплана. С 17 июля 1911 года по вечерам на иркутском ипподроме происходили неординарные события. По приглашению клуба Общества поощрения коневодства совершал полет авиатор Я.И. Седов на аппарате «Фарман». Именно Седов стал первым человеком, увидевшим Сибирь буквально «с высоты птичьего полета». Он не просто демонстрировал чудеса техники, но и читал лекции всем, кто интересовался полетами и чудо-машинами. Пассажиров практически не брал, так как самолет не был рассчитан на лишний вес, превышающий 100 кг.

В первой половине июня 1925 года на левом берегу Ангары у деревни Боково была подобрана ровная площадка и сооружен аэродром размером 500х600 шагов. В подготовке аэродрома, в первую очередь в планировке грунта, участвовали крестьяне пригородных деревень Боково и Жилкино. Именно сюда 24 июня 1925 года – в Иркутске совершили посадку 6 самолетов, совершавших грандиозный перелет по маршруту Москва – Иркутск – Улан-Батор – Пекин. Им руководил И.П. Шмидт. В состав экспедиции входил среди прочих будущий Герой Советского Союза легендарный летчик Михаил Громов.

Это событие дало старт началу авиационного освоения Сибири. 24 июня 1925 года объявлено днем основания аэропорта Иркутска.

5 июля 1925 года на аэродроме в Боково приземлился самолет юнкерс-13 «Промбанк», купленный в Германии на средства, собранные в Иркутской губернии. В середине июля пилот Боженок с бортмехаником Поздняковым выполнили на «Промбанке» над городом показательные платные полеты с пассажирами. В том же году аэродром был расширен и оборудован соответствующими знаками и стал использоваться для вылетов и посадок самолетов, работающих на воздушной почтовой магистрали Москва – Владивосток.

Первым руководителем Иркутской аэростанции, как до 1932 года назывались аэропорты, стал А.В. Попов, еще в начале 1917 года окончивший летную школу во Франции и получивший международное свидетельство пилота. Кстати, долгие годы в Иркутском аэропорту служил замечательный авиатор Виктор Галышев, который начинал летать в царской армии.

В 30-е годы авиатехника интенсивно развивалась, промышленность поставляла все новые и новые отечественные самолеты с современными двигателями. Но добираться из города до аэродрома в деревне Боково было мучительно сложно – болотистая пойма устья Иркуты каждый год заливалась весенними водами, дорога раскисала от дождей, а зимой переметалась снежными заносами. Для удобства сообщения в районе Красных казарм подобрали ровную площадку. И с июля 1933 года основные авиаперевозки, кроме гидроавиалиний, стали производиться с нового аэродрома у Красных казарм (территория сегодняшнего аэропорта).

А четырьмя годами ранее в летопись Иркутского авиапредприятия была вписана ярчайшая страница. Иркутские авиаторы приняли участие в героической эпопее по спасению экипажа затертого в полярных льдах ледокола «Челюскин». 20 апреля 1934 года иркутским пилотам Ивану Доронину и Маврикию Слепневу в числе семи летчиков-челюскинцев первым в стране было присвоено высокое звание Героя Советского Союза.

К 1941 году аэропорт оснащен современной авиационной техникой, хорошо укомплектован личным составом. Но тут грянула Великая Отечественная война. На четыре года вся деятельность аэропорта оказалась подчинена интересам фронта. Храбро сражались на передовой иркутские авиаторы. Семь иркутских летчиков за боевые подвиги удостоены звания Героя Советского Союза, а всего в разное время с Иркутским аэропортом были связаны имена тринадцати Героев Советского Союза, одного Героя России и одного Героя Социалистического Труда. Главным маршалом авиации стал иркутянин Александр Голованов, генеральным конструктором легендарных боевых вертолетов – инженер Николай Камов.

Но, пожалуй, главный вклад в разгром грозного врага иркутяне внесли, участвуя в создании и эксплуатации Особой воздушной линии Аляска – Сибирь, общей протяженностью 6450 км. Штаб управления строительством

воздушной линии и обслуживающий персонал перегонки самолетов по ленд-лизу были скомплектованы на базе Восточно-Сибирского управления гражданской авиации. Штаб и перевалочная база грузов находились в Иркутске. На базе службы связи Иркутского аэропорта преподаватели учебно-тренировочного отряда обучали на срочных курсах радистов и радиопеленгаторщиков. Полностью воздушная трасса была оборудована к 1 октября 1942 года. Всего за годы войны по воздушной трассе Фербенкс – Красноярск авиаторы перегнали 7928 бомбардировщиков Б-25, Си-47, истребителей «Аэрокобра» и других самолетов.

В 1956 году для авиации началась новая эпоха – время реактивных самолетов. Для приема новых чудо-машин была построена бетонная взлетно-посадочная полоса (ВПП) длиной 2500м. и шириной 45м [2].

30 декабря 1954 года – постановлением Совета министров СССР аэропорт Иркутска получил статус международного. И здесь Иркутск отличился. Первая в СССР пассажирская линия на реактивном самолете Ту-104 была открыта 15 сентября 1956 года между Москвой и Иркутском. А в мае следующего года в нашем городе создано второе в стране после Москвы подразделение реактивных самолетов Ту-104. Называлось это подразделение 201-й летный отряд [1].

7 марта 1975 года – в Иркутск прибыл первый самолет второго поколения реактивных гражданских пассажирских самолетов ТУ-154. Долгое время именно этот лайнер был основным для проведения дальних магистральных перелётов.

Через 5 лет, 11 ноября 1980 года в Иркутск прибыл первый самолет Ил-76, способный взять на борт 40 тонн груза. 19 декабря 1980 года он выполнил первый рейс в посёлок Полярный.

В результате реорганизации Иркутского объединенного авиаотряда 1 апреля 1992 года образовано предприятие «Аэропорт Иркутск».

28 октября 1994 года аэропорт Иркутска получил сертификат Межгосударственного авиационного комитета РФ на проведение международных полётов. 16 декабря того же года сдан в эксплуатацию современный терминал здания международного сектора аэровокзала.

4 июля 2004 года аэродром Иркутска получил сертификат на допуск к международным полетам и посадке по минимуму 1-ой категории ИКАО.

По итогам 2004 года предприятие получило звание «Лучший аэропорт России и стран СНГ».

В соответствии с федеральной целевой программой «Модернизация транспортной системы России (2002-2010 гг.)» 14 октября 2008 года завершены работы по удлинению взлётно-посадочной полосы. Сейчас её длина составляет 3 565 м. Это позволяет принимать все типы воздушных судов, в том числе тяжелые Боинг-747, Ил-86 и Ил-96.

10 апреля 2009 года после масштабной реконструкции открылся обновленный терминал внутренних воздушных линий, который называют

Хрустальными воротами Иркутска. После реконструкции пропускная способность аэровокзала возросла от 400 до 800 пассажиров в час. Площадь аэровокзала увеличилась с 7 924 м² до 12 916 м².

3 декабря 2010 года аэропорт Иркутска обслужил миллионного пассажира за год.

1 марта 2011 года – ФГУП «Аэропорт Иркутск» преобразовано в ОАО «Международный Аэропорт Иркутск».

По результатам конкурса «Лучший аэропорт стран СНГ» в номинации «Динамично развивающийся аэропорт». В 2012 году ОАО «Международный Аэропорт Иркутск» был признан победителем

16 октября 2012 года в аэропорту Иркутска впервые приземлился тяжелый транспортный самолет Ил-96-400Т, который способен перевозить 92 тонны груза. Прием и обслуживание таких лайнеров открывает новую страницу в работе аэропорта.

У аэропорта Иркутска есть своя и печальная статистика: в период с 1952 года по настоящее время произошло 24 авиакатастрофы, унесшие жизни более 500 человек. Вот лишь последние:

- 3 января 1994 года катастрофа Ту-154, выполнявшего рейс 130 до Москвы;
- 6 декабря 1997 года в результате отказа всех четырех двигателей рухнул гигантский самолёт АН-124 «Руслан»;
- 3 июля 2001 пассажирский самолет ТУ-154 авиакомпании «Владивосток-Авиа» упал возле деревни Бурдаковка;
- 9 июля 2006 года катастрофа Airbus A310 рейс 778 [7].

Отдельной строкой в летопись Иркутской авиации вписан Иркутский гидропорт. В июне 1928 года был сдан в эксплуатацию гидроаэродром на реке Ангаре. Располагался он в районе Знаменского монастыря. Согласно документам это «единственное на реке Ангаре место с прямым руслом, удобное для взлета самолета» [2]. Место было выбрано исключительно удобное: до железнодорожных путей всего полтора километра, до городской пристани – 300 метров. Иркутский гидропорт обслуживал специальный 11-й гидроотряд, имевший 22 самолета. За каждым самолетом закреплялись техник и моторист. Всего здесь работало более 100 человек. На берегу Ангары, у стен монастыря, было устроено четыре причала, куда подходили воздушные суда. На противоположном Дьячем острове находилось еще около 18 гидросамолетов. Здание монастыря использовалось для нужд авиаотряда. В самой Знаменском монастыре размещались штаб гидроотряда, столовая, кабинеты командира отряда и замполита, бухгалтерия, радиостанция, метеостанция. В двухэтажном каменном здании, где теперь находится управление епархии, было общежитие для обслуживающего персонала. Там же вплоть до 1953 года размещались ангар на восемь самолетов и ремонтные мастерские на два самолета.

Следуя хронологии событий, 7 июня состоялся технический полет по маршруту Иркутск-Бодайбо-Якутск. А уже 10 августа того же года «самолет «Моссовет», пилотируемый летчиком Демченко и бортмехаником Винниковым

вылетел в первый почтово-пассажирский рейс «Иркутск-Бодайбо». 21 августа состоялся первый рейс на Якутск. С этого момента началась эксплуатация крупнейшей в стране гидролинии Иркутск-Якутск, протяженностью 5412 км в оба конца. Эти пассажирские перевозки осуществлялись с 1928 по 1941 год. Воздушную линию обслуживало общество «Добролет», использовавшее главным образом иностранные летательные аппараты. С середины 30-х годов прошлого столетия летчики стали летать на отечественных самолетах.

После начала Великой Отечественной войны гидропорт закрыли. Самолеты и летчики отправились воевать на фронт. Большая часть из них геройски погибла.[5]

В настоящее время ОАО «Международный аэропорт Иркутск» принимает и обслуживает практически все современные гражданские самолеты, как отечественные, так и зарубежные. Ежегодно увеличивается пассажиропоток. В 2013 года аэропорт обслужил свыше полутора миллионов человек. Иркутский аэропорт тесно взаимодействует с 70 отечественными и зарубежными авиакомпаниями. Около 50 авиакомпаний регулярно осуществляют перевозки через аэропорт Иркутск, при этом в сутки выполняется 12-17 пассажирских рейсов по федеральным линиям, 10-14 рейсов по местным воздушным линиям и 10-15 грузовых рейсов. Аэропорт имеет грузовой комплекс общей площадью 2,2 га, способный перерабатывать 150 тонн груза в сутки. Грузовой комплекс включает в себя грузовой терминал площадью 1257 м², склады, доки, площадки для обработки авиаконтейнеров, таможенный склад [4].

Несмотря на богатую историю и мощную современную инфраструктуру проект строительства нового аэропорта за пределами города обсуждается уже более 40 лет, однако его предварительная разработка началась только в 2008 году. Проектирование аэропорта значительно затянулось из-за сложностей в выборе площадки для строительства. Вокруг Иркутска находится много военных объектов, а для начала проектно-изыскательных работ необходимо было получить согласование со всеми военными ведомствами. Изначально рассматривалось более 30 площадок для строительства.

Вариант размещения аэропорта в Позднякова рассматривался ещё в 1990-х годах. Тогда эту площадку отвергли из-за близкого расположения части ракетных войск стратегического назначения и спортивного аэродрома РОСТО в селе Оёк. ФГУ «Главгосэкспертиза России» дало отрицательное заключение по этому варианту в 1995 и 1996 годах. Однако в июле 2008 года Министерство обороны дало разрешение на строительство аэропорта при условии смещения объекта на 4 градуса и передислокации военных объектов РВСН за счёт сметы строительства нового аэропорта. После согласования с Министерством транспорта и Росавиацией площадка в Позднякова была окончательно утверждена [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Алтунин Е. В. Крылья Сибири. Иркутск, 1981; Надежные крылья Сибири. – Иркутск, 1986
2. Алтунин Е.В., Аксенов В.Н., Баранова О.А., Жаркой И.И. и др. Воздушная гавань Восточной Сибири. – Иркутск: изд-во «Оттиск», 2005. – 458 с.
3. Записка о ходе реализации проекта «Развитие аэропорта Иркутск-Новый» // Официальный сайт ФГУП «Администрация гражданских аэропортов (аэродромов)».
4. Развитие аэропорта Иркутск // Официальный сайт ФГУП «Администрация гражданских аэропортов (аэродромов)»
5. История Иркутского гидропорта
http://irkipedia.ru/content/irkutskiy_gidroport_0
6. Первый иркутский аэродром
http://irkipedia.ru/content/pervyy_irkutskiy_aerodrom
7. Проклятие иркутского аэропорта <http://www.ntv.ru/novosti/265076>

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ЕВРОПЕЙСКИЙ СТАНДАРТ ОБРАЗОВАНИЯ

Шляпкина К.А.

shlypkina.ks@mail.ru

Учебно-методическое управление

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматриваются актуальные проблемы возможного приведения стандартов подготовки специалистов гражданской авиации к потребностям эксплуатируемых воздушных судов, к европейским стандартам. До сих пор средние и высшие специальные учебные заведения гражданской авиации России готовили специалистов, ограниченно пригодных к эксплуатации западных типов воздушных судов, как следствие, неудовлетворенная потребность авиакомпаний в кадрах, пригодных для обслуживания западных самолетов и нарастающий дефицит в таких кадрах по мере увеличения численности западных воздушных судов.

Какое место займет российская гражданская авиация в мировом сообществе, напрямую зависит от того, сможет ли Россия справиться с нарастающими кадровыми проблемами авиационного транспорта. Модель кадрового обеспечения авиатранспортной отрасли в условиях рыночной экономики – это конкуренция на рынке образования среди производителей кадрового ресурса. С сентября 2013г. все вузы работают по новому закону «Об

образовании», есть позиции, которые касаются авиационных вузов, закон впервые утверждает верховенство международных требований. Разумеется, увеличение иностранных самолетов в Российском авиапарке учитывается в учебных программах. Обсуждаются варианты сотрудничества по подготовке инженеров на самолеты марки Airbus, включая практику студентов. Одна из программ Евросоюза, направлена на содействие развития системы образования. С Российской стороны принимают участие МГТУ ГА, СПбУ ГА, и МАИ, а вузы Евросоюза представлены университетами Севильи, Болоньи и Академией гражданской авиации Франции. Цель разработка и создание международной программы «Магистр гражданской авиации» и, соответственно, получение двух дипломов. Наблюдается тенденция ужесточения требований. Система образования специалистов по обслуживанию воздушных судов и средств обеспечения работы аэропортов и оборудования, «европейского уровня» сегодня контролируется и сертифицируется организацией SAAEASA (орган по безопасности Европейской авиационной безопасности Европейской авиационной администрации). Учебному заведению, имеющему право на такие образовательные программы, присваивается статус соответствия PART-147 [1].

В Евросоюзе есть несколько стандартов, регламентирующих подготовку специалистов ТО:

1) PART-66 – устанавливает стандарты базового и типового обучения специалистов, а также стандарты лицензирования персонала ТО, т. е. выдачи специалисту ТО национальной администрацией страны-члена ЕС лицензии PART-66.

Документ четко и детально регламентирует не только поименованные программы обучения, но и требования по экзаменам. Программы обучения и требования по экзаменам зависят от категорий сертифицирующего персонала.

Предусмотрены следующие пять категорий сертифицирующего персонала: В1 (техник-механик), В2 (техник-авионик), В3 (применима к негерметичным самолетам со взлетной массой не более 2000 кг, с поршневым двигателем), категория С, дающая право сертификации базовых ТО ВС, и категория А (механик).

Категория В1 (техник механик), в свою очередь, подразделяется на четыре подкатегории в зависимости от вида ВС и типа его двигателя: В1.1; В1.2; В1.3; В1.4

Категория А (механик), подразделяется аналогично категории В1 на четыре подкатегории: А1, А2, А3 и А4. Эта категория технического персонала с минимальными сертификационными полномочиями введена в целях экономии средств при выполнении работ по ТО ВС небольшой сложности, чтобы освободить более квалифицированный сертифицирующий персонал категории В1 для его более эффективного использования.

Категория В2 (техник-авионик) не имеет подкатегорий.

Лицензия на проведение ТО категории В2 позволяет ее владельцу: проводить работы по ТО в системах авионики и электросистемах и проводить работы в системах электроники и авионики на силовой установке и в

механических системах, при условии, что при этом требуется проведение только простых испытаний (проверок) для подтверждения их пригодности к эксплуатации и сертифицировать выполненное ТО, т. е. выдавать допуск к эксплуатации после выполненного ТО и устранения дефектов. Объем базового курса обучения зависит от категории специалиста ТО. Например, объем обучения специалистов категории В1 и В2 составляет 2400 ч. Из них от 50 до 60% практического обучения, из которых 30% непосредственно в Организации ТО по специальной программе практического обучения. Объем курса обучения специалистов категории В3 составляет 1000 ч., из них от 50 до 60% – практическое обучение.

Объем курса обучения для категории А1, А3 и А4 составляет 800 ч., а для категории А2 – 650 ч., из них от 30 до 35% составляет практическое обучение.

Предусмотрена регламентация возможного получения одним специалистом ТО нескольких категорий сертифицирующего персонала. Например, специалист категории В1.1 (техник-механик) может пройти переучивание на категории В2 (техник-авионик), при условии дополнительного обучения в объеме 600 ч. (из них от 80 до 85% составляет теоретическое обучение).

Обучение производится не по предметному, как в России, а по модульному принципу. Всего 17 учебных модулей, охватывающих все категории специалистов ТО.

Система обучения предполагает возможность самостоятельного обучения по программе с обязательной сдачей экзаменов по модулям либо в Администрации ГА (СAA), либо в Организации по обучению (PART-147). При этом установлен предельный срок сдачи всех модулей избранной категории специалиста — 10 лет с даты сдачи первого модуля.

2) PART-147 устанавливает требования к Организациям обучения по стандартам PART-66, охватывающие все аспекты ее деятельности, включая требования по материально-техническому обеспечению учебной базы, требования по персоналу обучения, средствам и материалам обучения и другим аспектам деятельности Организации обучения. Студенты, успешно сдавшие экзамены по модулям базового обучения, а также экзамены (тоже тестовые) по типовому обучению в Организациях, утвержденных по PART-147, получают Сертификаты обучения установленного образца, признаваемые во всех странах-членах Евросоюза. Результаты экзаменов должны храниться в архиве Организации обучения неограниченный срок.

Будущий специалист ТО на пути получения статуса сертифицирующего специалиста проходит несколько этапов обучения:

- базовое обучение в Организации обучения, утвержденной по PART-147;
- типовое обучение, так же в Организации обучения PART-147.

PART-147 устанавливает четкие требования и по системе качества организации обучения, предоставляя менеджеру по качеству право прямого подчинения ответственному менеджеру Организации обучения и право

свободного доступа по собственному плану и усмотрению к любым аспектам в деятельности организации [2].

Задача соответствия европейским стандартам особенно актуальна сегодня. EASA ограничивает допуск российских техников из-за расхождений в стандартах. Вот, например, цитата, взятая из официального обращения Российской ассоциации эксплуатантов воздушного транспорта (АЭВТ) к Минтрансу России: «Расхождение в правилах в части требований к персоналу, допущенному к выполнению работ по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов, дают основания EASA ограничивать допуск российских специалистов к выполнению указанных работ и определению летной годности ВС. Уже сегодня EASA практически прекратила утверждение новых и требует сокращения имеющихся списков сертифицирующих специалистов, что сдерживает расширение сферы деятельности авиакомпаний, не позволяет самостоятельно обслуживать вновь приобретаемую авиатехнику, требует существенных дополнительных издержек авиаперевозчиков» [2].

Получение сертификата соответствия по правилам EASA является на сегодня одной из наиболее востребованных задач для российской гражданской авиации.

Возможный переход на европейское авиационное законодательство – это не революционный, а эволюционный процесс дальнейшего совершенствования работы ГА России с более полной интеграцией ее в мировое авиационное сообщество, дающее довольно серьезные преимущества. Переход с использованием очень богатого российского опыта и огромного потенциала, всех положительных наработок в этой сфере, не противоречащих европейским стандартам. Это адаптация имеющейся российской законодательной базы к европейским стандартам [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. Ячменникова Н. Ужесточающиеся требования к подготовке специалистов гражданской авиации // Гражданская авиация. – 2013. – №2 – С.34-36
2. Деловой авиационный портал . – <http://www/ato.rucontent/>

АНАЛИЗ АПРОБАЦИИ БАЛЛЬНО-РЕЙТИНГОВОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ ЗНАНИЙ СТУДЕНТОВ ПО ИНОСТРАННОМУ ЯЗЫКУ В НЕЯЗЫКОВОМ ВУЗЕ

Портнова Т.Ю.

taty-port@yandex.ru

Кафедра гуманитарных и социально-политических дисциплин,
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье описан опыт внедрения БРС по дисциплине «Иностранный язык» для студентов ИФ МГТУ ГА. Разработаны параметры комплексной оценки знаний в соответствии с рабочей программой и с учетом формируемых компетенций. Обозначены преимущества использования БРС, определена ее эффективность.

С сентября 2012 года для нескольких групп студентов ИФ МГТУ ГА в качестве эксперимента была внедрена балльно-рейтинговая система оценки знаний по дисциплине «Иностранный язык». Целью внедрения БРС было улучшение качества обучения. Основные задачи были следующие:

- 1) интенсифицировать процесс обучения;
- 2) стимулировать систематическую работу студентов при подготовке к занятиям;
- 3) повысить объективность оценивания знаний студентов;
- 4) создать эффективную систему мониторинга текущей успеваемости студентов;
- 5) активизировать самостоятельную работу студентов.

В рамках апробации была разработана следующая схема работы по данной системе.

В течение семестра изучается 4-5 тем (например, Великобритания, аэропорт, основные части самолета и т.д.). Комплексная оценка знаний студентов по каждой из этих тем складывается из следующих параметров:

- 1) *vocabulary* – наличие лексического запаса по изучаемой теме (знание слов);
- 2) *grammar* – владение определенными грамматическими навыками, знание грамматических конструкций (в соответствии с рабочей программой по дисциплине);
- 3) *listening* – аудирование (понимание на слух иноязычной речи);
- 4) *comprehension* – полнота понимания прочитанного и ориентирование в материале (ознакомительное, изучающее, просмотровое и поисковое чтение и перевод);
- 5) *speaking* – устная и письменная речь, монологическое или диалогическое высказывание по теме. Учитывая сложность и специфику изучаемых тем по профилю вуза, а также тот факт, что вуз не является

языковым, студентам предлагается разрабатывать презентации в PowerPoint, которыми можно пользоваться при устном ответе.

Выбор этих параметров, во-первых, определяется методикой преподавания иностранного языка и обеспечивает контроль над развитием навыков всех видов речевой деятельности (чтение, говорение, аудирование, письмо).

Во-вторых, выделенные параметры позволяют контролировать сформированность компетенций:

– comprehension (4) и listening (3) нацелены на формирование способности в условиях современного развития науки и техники самостоятельно приобретать новые знания, используя различные формы обучения и информационно-образовательные технологии (ОК-4);

– vocabulary(1), grammar (2), speaking(5) – на умение логически верно, аргументировано и корректно строить устную и письменную речь (ОК-9);

– vocabulary (1), grammar (2), comprehension (4) – на умение пользоваться авиационной технической документацией на английском языке (ПК-3).

Иметь оценку по всем параметрам, кроме аудирования, обязательно, и если студент по каким-то причинам пропустил занятие или получил «неудовлетворительно», ему придется отрабатывать материал самостоятельно. Студенты, имеющие задолженности по обязательным параметрам, к зачету или экзамену не допускаются. Студенты, вовремя отчитавшиеся по темам и набравшие определенное количество баллов (которое зависит от количества изученных тем и оговаривается в начале семестра), получают зачет автоматически.

Каждый из этих параметров оценивается по трехбалльной шкале, при этом 3 балла соответствуют оценке «отлично», 2 балла – «хорошо», 1 балл – «удовлетворительно». При неудовлетворительной работе студент не получает ни одного балла. Таким образом, за текущую работу по каждой теме можно набрать до 15 баллов. Также предусмотрена система дополнительных и штрафных баллов (extra/penalty). Дополнительные баллы можно получить за выполнение индивидуальных заданий, активность на занятии, победу в викторинах и играх на заключительных занятиях по теме, выступление на конференциях и т.д. Штрафные баллы – за невыполнение домашних заданий, списывание во время тестов и диктантов и т.п. Таким образом, возможность получить автомат есть даже у не очень сильных, но старательных студентов. И наоборот, студент, надеющийся «выехать» за счет языковой базы, полученной в школе, и пропустивший занятия, не сможет «наскоком» решить вопрос своих задолженностей. В табл. 1 представлена БРС в действии на конкретном примере. Серым выделены графы, обязательные для оценки. Последняя графа – total – итоговый балл по изученной теме.

Таблица 1. Результаты работы студентов второго курса специальности 162107 по теме «Электрический ток», оцененные по предлагаемой системе.

Surname of a student	Vocabulary	Structure	Listening	Comprehension	Speaking /Presentation	Extra/penalty	Total
1. Balagurova	3	2	1	2	2/	1	11
2. Budunchuk	3	2	1	3	1/	1	11
3. Vishnevsky	2	1	1	2	1/	1	8
4. Ponomarev	2	2	1	2	2/3	3	15
5. Pavlov	1	1	1	2	1/	1	6
6. Poberezhnyuk	3	2	1	3	2/	1, 3	15
7. Rozhkov	2	1	1	-	1/2	3	
8. Romashkov	3	2	1	2	2/	1	11
9. Serebrennikov	3	3	2	3	3/3	1, 1	19
10. Grinev	1	2	1	1	1/	3	9
11. Bobrovnicov	3	3	3	3	3/3	1, 3	22

Изученные в течение семестра темы выносятся на зачет или экзамен в виде устной беседы (второй вопрос билета). Студенты, защитившие в течение семестра презентацию по теме, имеют право воспользоваться ей.

Среди студентов 1-3 курсов разных специальностей, знания которых оцениваются по балльно-рейтинговой системе, было проведено анонимное анкетирование с целью выяснения их отношения к БРС, а также выявления сложностей, с которыми им приходится сталкиваться при такой системе оценки. В опросе участвовало 47 студентов. На каждый вопрос предлагался перечень ответов, из которого можно было выбрать не больше двух вариантов, а также возможность предложить свой вариант.

По результатам опроса 36 человек (76,6%) видят в БРС обновленный механизм контроля, 1 человек (2,1%) отметил БРС как формальный метод, позволяющий прочно «закабалить» студента.

Среди преимуществ БРС по сравнению с традиционной системой оценивания 32 студента (68%) называют большую объективность оценки, 15 студентов (32%) – реальную возможность быть освобожденными от семестрового экзамена или зачёта:

– 43 студента (91,5%) отмечают, что БРС позволяет четко видеть результаты работы и вовремя корректировать рейтинг;

– 12 человек (25,5%) считают, что использование БРС ведет к повышению успеваемости;

– 10 студентов (21,3%) признают, что такая система влияет на посещаемость;

– 1 студент (2,1%) считает, что БРС является самоцелью.

Студенты видят для себя следующие последствия использования БРС:

– для 41 человека (87,2%) использование БРС потребовало более систематической работы в течение учебного года;

– для 22 (46,8%) – повысило уверенность в своих знаниях при подготовке к зачету (экзамену);

– для 12 (25,5%) – повысило мотивацию и интерес к учебе;

– для 1 студента (2,1%) – использование БРС ничего не дало.

На вопрос о том, какие факторы в наибольшей степени мешают добиться более высоких образовательных результатов,

– 39 студентов (61,7%), среди которых и студент, настроенный категорично против БРС, называют собственную лень;

– 9 студентов (19%) – неумение организовывать работу в течение семестра;

– 5 человек (10,6%) – большой объем самостоятельной работы;

– 5 человек (10,6%) – пропуски занятий;

– 2 студента (4,3%) не успевают регулярно готовиться к занятиям (один из них – из-за большого объема заданий по другим дисциплинам, другой – из-за тренировок);

– 1 студент (2,1%) признает, что ему трудно отрабатывать каждое занятие.

Судьбу БРС студенты решили бы следующим образом:

– 21 человек (44,7%) оставили бы БРС в том виде, в каком она существует;

– 1 студент (2,1%) однозначно бы ее отменил;

– 25 человек (53,2%) не стали бы ее отменять, но рекомендовали бы ее усовершенствовать (варианты усовершенствования, предложенные студентами: сократить количество оцениваемых параметров (в частности, предложено убрать аудирование), добавить обязательную контрольную работу по каждой теме, оценивать по пятибалльной шкале).

Таким образом, БРС имеет ряд довольно очевидных преимуществ. Во-первых, она мотивирует студентов на добросовестную регулярную работу в течение семестра, что не может не отразиться на успеваемости и качестве знаний. Во-вторых, система является открытой, студент знает, что от него требуется, он видит свои результаты и перспективы и может вовремя внести в них коррективы.

Что касается недостатков, то самый принципиальный – это неспособность системы повлиять на внутреннюю мотивацию студента. Если он занят только набором необходимых баллов, его заинтересованность в получении знаний уходит на задний план, и хорошего специалиста мы не получим. Как быть? Вопрос остается открытым.

АВИАЦИОННЫЙ АНГЛИЙСКИЙ КАК ИНТЕГРИРОВАННОЕ СРЕДСТВО ПОВЫШЕНИЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ КОМПЕТЕНЦИИ

Кузнецова Н.Б.

nbk.73@mail.ru

Кафедра гуманитарных и социально-политических дисциплин

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматривается дисциплина «Иностранный язык» как средство повышения профессиональной компетентности и необходимое условие для успешной профессиональной деятельности в области авиации. Специфичность авиационного английского связана с использованием профессиональной фразеологии и технических терминов, комбинирующих в себе элементы общего английского языка, технического и профессионального.

Сущностью обучения профессионально-ориентированному иностранному языку в авиационном вузе является его интеграция со специальными дисциплинами для получения дополнительных знаний по специальности и способность профессионально компетентно общаться на английском языке в авиационном контексте с соблюдением фонетических, лексических и грамматических норм авиационного языка. Иностранный язык является средством повышения профессиональной компетентности и необходимым условием успешной профессиональной деятельности.

Овладение приемом переноса знаний одного предмета при усвоении другого вносит в аналитико-синтетическую деятельность обучаемых большую целенаправленность, повышает эффективность самостоятельных методов работы, обеспечивает лучшую организацию мыслительной деятельности и, наконец, вырабатывает логическую последовательность в решении как общих, так и частных задач.

Так, например, авиадиспетчер должен контролировать движение воздушных судов, осуществляемое от момента запуска двигателя на аэродроме вылета до момента выключения двигателя по окончании заруливания на стоянку после посадки на аэродроме назначения, и, согласно стандартам международной организации гражданской авиации ИКАО, все члены летного экипажа и работники диспетчерской службы должны владеть английским языком на уровне не ниже четвертого по шкале ИКАО [1]. Наземный экипаж должен владеть авиационным английским, потому как на нем написана вся технологическая литература к зарубежным воздушным судам. Он необходим при обслуживании и проведении предполетной подготовки зарубежного воздушного судна, для чтения и понимания технических инструкций.

Специфичность авиационного английского связана с использованием профессиональной фразеологии и технических терминов, комбинируя в себе элементы общего английского языка, технического и профессионального.

Как известно, в сфере радиообмена между пилотом и диспетчером используется авиационный английский язык, принадлежащий к группе языков, созданных специально для использования в профессиональной сфере:

Taxi counter clockwise and stop before «K» intersection.

Рулите против часовой стрелки и остановитесь у пересечения «К».

Pilot: We are fully ready, please send ready message for AS.

Controller: OK. Listen out.

Cleared line up RW 23, be ready for immediate (take off).

Полностью готовы для взлета. (Все двери закрыты).

Разрешается занимать исполнительный старт полосы 23, будьте готовы к немедленному взлету (появляется временное окно, имеется возможность взлететь раньше по другому, более раннему слот-тайму) (для чартерных рейсов).

Pilot: Be advised we may have had a bird strike after take-off.

Сообщаем, что, возможно столкновение с птицами после взлета.

Controller: Level off (at) FL 150.

Перейдите в горизонтальный полет на эшелоне 150.

При всем этом с пассажирами пилоты общаются на «живом» языке, ровно так же, как и между собой:

Ladies and gentlemen for your continued safety we do ask that you keep you seatbelts securely fastened even if the captain turns off the fasten seatbelt sign (Дамы и господа, для вашей безопасности мы просим вас держать ремни кресел пристегнутыми, даже если капитан выключил соответствующий сигнал).

Следовательно, для полноценного управления полетом недостаточно знания цифр и шаблонных словосочетаний. ИКАО, понимая это, начала готовить изменения в авиационные языковые стандарты, стараясь повысить их [2].

Языки, созданные специально для функционирования в определенной сфере, называют операционными. Операционные языки – это результат адаптации естественного языка к конкретной задаче использования [3]. Общеизвестно, что операционные языки эффективны только в контексте обычных, предсказуемых профессиональных ситуаций. В непредсказуемых и чрезвычайных ситуациях эффективнее использовать естественный язык. Представляется, что операционные языки менее универсальны, но более приспособлены к конкретной задаче, чем естественный язык.

Операционные языки имеют определенные ограничения. Так, ограниченность набора лексики операционных языков связана с использованием редких и строго определенных слов. Как правило, эти слова имеют одно значение, которое может быть редким или неизвестным в естественном языке, поскольку семантика операционного языка ограничивается

областью употребления. Однако, одно и то же слово в разных операционных языках может иметь разные значения:

break – [breɪk] – (n) отверстие, трещина; ломаться, разбиваться;

to break clouds – пробивать облачность;

to break rules – нарушать правила;

loop break – разрыв замкнутой цепи;

Let's take a short break for lunch. – Давайте сделаем короткий перерыв на завтрак.

Seize (v) – [si:z] – хватать, схватить, конфисковать, заедать (о подшипниках).

The police seize the large quantity of drugs at the airport. – Полиция конфисковала большую партию наркотиков в аэропорту.

Seize up – заклинивать (о двигателе)

If you fail to oil the engine regularly, it could seize up without warning. – Если вы не будете регулярно заливать масло, то мотор внезапно может начать заедать.

descent (n) – [dɪ'sent] – спуск, снижение;

I would draw his descent from Hector, or Achilles. – Я бы возводил его род к Гектору или Ахиллу.

A daring descent of the English forces upon Cadiz. – Смелый десант английских войск в Кадиксе.

Специфический характер грамматики операционного языка определяется ограниченным набором правил. При этом для каждого операционного языка характерны различные грамматические особенности. В свою очередь, прагматические ограничения обусловлены ограничением возможных целей и партнеров диалога и более строгими рамками ведения диалога.

Операционный английский язык используется в сфере радиообмена между пилотом и диспетчером, а также наземными службами аэропорта. Это особый вид фразеологии в коммуникации посредством радиотелефонии и требования к уровню владения английским языком определяются ИКАО.

Роль естественного языка в операционном языке сводится к тому, чтобы заполнять пробелы в коммуникации, когда стандартная фразеология не подходит.

Pilot: We have had a dangerous near-miss (danger of collision) with converging traffic. The safety separation has not been provided. We intend to file an air miss report.

Опасное сближение со сходящимся бортом. Безопасный интервал не был обеспечен. Мы собираемся послать донесение об опасном сближении.

Pilot: We have a passenger: with an acute pain/ bleeding/ food poisoning/ stomach ache/ breath difficulties/choked with.../unconscious/, advise Orly we need medical service (a surgeon, a cardiologist) after landing.

У нас пассажир с острой болью (приступом) / кровотечением/ пищевым отравлением/ болями в животе/ проблемами дыхания/ подавившийся/

потерявший сознание; сообщите в Орли, что нам нужно медицинское обслуживание (хирург, кардиолог) после посадки.

Таким образом, радиопереговоры предполагают выборочное использование естественного языка, хотя безопасность и эффективность зависят от правильного выбора языковых выражений [3].

Упрощенный английский состоит из упрощенной лексики и набора правил ее использования, которые делают этот язык контролируемым. Необходимость создания упрощенного английского в сфере авиации была вызвана повышением технической сложности современных самолетов и ростом числа технической документации. Информация, содержащаяся в технической документации, соответствует нижеприведенным требованиям, которые обязательно соблюдаются при понимании и переводе:

- 1) полнота: никакая важная информация не должна быть упущена;
- 2) относительность: один предмет раскрывается в одном документе;
- 3) краткость: лаконичность используемого языка;
- 4) убедительность: проявление компетентности автора;
- 5) недвусмысленность: однозначность всех утверждений.

Из приведенных примеров можно сделать вывод о том, что естественный язык не удовлетворяет этим требованиям, так как содержит слишком много слов и их значений, ряд синонимов. Кроме того, богатый синтаксис и грамматика стандартного английского создают основу для бесконечного числа интерпретаций, что, в свою очередь, может стать причиной различных небезопасных ситуаций, связанных с эксплуатацией воздушного судна. Все эти нюансы необходимо учитывать при обучении профессиональному авиационному английскому языку.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральные авиационные правила «Требования к членам летных экипажей воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации при подготовке к выполнению международных полетов».
2. О. Болтунов «В кабину без словаря» 17.10.2013 г.
<http://www.transportrussia.ru/vozdushnyy-transport/>
3. О.В Чуксина. Теоретические и методологические проблемы исследования языка. <http://www.rusnauka.com>

ГЕНДЕРНЫЙ АСПЕКТ АНГЛИЙСКИХ И РУССКИХ ФРАЗЕОЛОГИЧЕСКИХ ЕДИНИЦ, РЕПРЕЗЕНТИРУЮЩИХ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СПОСОБНОСТИ ЧЕЛОВЕКА

Ставцева А.А.

alexarev@yandex.ru

Кафедра гуманитарных и социально-политических дисциплин
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Данная статья посвящена сравнительному анализу гендерного аспекта английских и русских фразеологических единицах, репрезентирующих интеллектуальные способности человека. Цель работы – исследование мотивации указанных идиом, функционирующих в масс-медийном дискурсе. В результате исследования были установлены, описаны и сопоставлены существующие гендерные стереотипы в английском и русском языках. Проведенный анализ позволил выявить универсальное и национально-специфическое в представлениях о мужчине и женщине, а именно об их интеллектуальных способностях, в разных культурах.

Диалектическое единство языка и мышления отражает, с одной стороны, что человек постигает и воспринимает действительность с точки зрения своего родного языка, и, с другой стороны, что любая мысль может быть выражена более или менее адекватно на любом языке. Иными словами, способ вербализации объективной действительности отраженной в сознании человека, не тождественен в разных языках.

Это наиболее заметно на фразеологическом уровне языка, который представляет собой особый слой языковой культуры.

Следовательно, очевидно, что сравнительные и сопоставительные исследования языковых единиц чрезвычайно важны; они отражают универсальные характеристики всех языков, схожие черты родственных языков, специфические особенности конкретного языка. В то же время они позволяют лингвистам проникнуть в процесс фразеологизации и законы формирования и развития фразеологических параллелей.

Данная статья посвящена сравнительному анализу гендерного компонента значения английских и русских фразеологических единиц и паремий, репрезентирующих интеллектуальные способности человека.

Выбор материала исследования обусловлен следующими факторами:

1) большинство фразеологических единиц – антропоцентричны. Количество ФЕ данной группы велико и они разнообразны по своим семантическим и грамматическим характеристикам, что отражает значимость этого явления для данных языковых культур. Следовательно, необходимо изучать методы и способы репрезентации ИСЧ во фразеологии, и, в особенности, в гендерной фразеологии;

2) мотивированность – один из ключевых компонентов фразеологического значения. Она помогает интерпретировать национальные особенности культуры и менталитета;

3) сравнительные исследования представляют основу для изучения идиом, обозначающих умственные способности, поскольку они способствуют более глубокому пониманию рассматриваемого явления.

Концепты, описывающие человека и его ум/сознание, деятельность, поведение, отношение, эмоции, и т.д. всегда представляют особый интерес для лингвистов. Почти все проявления жизни человека – его рождение и смерть, особенности характера, возраста, внешнего облика, умственной деятельности, профессиональные качества и т.д. – находят отражение во фразеологии любого языка.

Ум, разум, интеллект – это способность человека мыслить и регулировать свое отношение к действительности.

Интеллектуальные способности человека – приобретенные умственные способности к познавательным и мыслительным действиям, готовность к эффективному усвоению различных знаний и умений [6]. Интеллект, разум, сознание человека делает его уникальным существом в мире, радикально расширяет возможности человека в познании всего, что его окружает.

Ум, умственные способности человека – это те внутренние качества, по которым оценивается человек: например, *«по одежке встречают, по уму провожают»*; *«you are judge by appearances at first, but by your mind later on»*; *«Man empfängt den Mann nach dem Gewand und entlässt ihn nach dem Verstand»* и *«bien vestido, bien recibido, pero la mejor pieza es una buena cabeza»*. В данных примерах выражена одна мысль: за красивой одеждой, красивой внешностью может иногда скрываться внутренняя пустота.

Цель работы – исследование мотивации указанных идиом, функционирующих в масс-медийном дискурсе.

Для анализа используются 128 гендерно-маркированных фразеологизмов (т.е. содержащих семы, обозначающие лицо мужского/женского пола) английского (56) и русского (72) языков.

Данные языковые единицы были расклассифицированы по признакам «мужественность» и «женственность», например: *proper Charley, dumb Dora, олух царя небесного, лиса патрикеевна, long hair and shor twit, женский ум лучше всяких дум* и пр. (табл. 1).

Классификация рассматриваемых идиом в группы по признакам «мужественность» и «женственность» показала, что в обоих языках преобладают фразеологизмы, характеризующие мужское мышление и умственную деятельность (36 английских и 38 русских единиц). Были выявлены единицы, которые используются для описания интеллектуальных способностей как мужчин, так и женщин (7 идиом АЯ и 6 идиом РЯ соответственно).

Таблица 1. Гендерная классификация ФЕ, выражающих ИСЧ.

ФЕ с признаком «женственность»		ФЕ с признаком «мужественность»		Нейтральные ФЕ	
13	dumb Dora cousin Betty	36	proper Charley simple Simon	7	a nitwit; a nutcase a space cadet
28	лиса патрикеевна девичья память	38	олух царя небесного гигант мысли	6	дурак набитый /дура набитая мужичий ум говорит: надо, бабий ум говорит: хочу.

Проведенный анализ позволяет утверждать, что большая часть рассматриваемых идиом обладает отрицательной оценочностью, число же положительных фразеологизмов в этой группе ограничено, например: *велика Федора, да дура (-), дундук дундуком (-), ростом с ивана, а умом с болвана (-), a bird brain (-), dumb Dora (-); добрая кума прибавит ума (+); smart as a whip (+), a bright chap(+), etc.*

Мотивированность выполняет особую роль во фразеологическом значении: ее обычно связывают с тем феноменом, который принято называть мотивом переосмысления. Мотивированность есть причина связи между планом выражения и планом содержания, она служит своего рода связующим звеном между внутренней формой и внешней формой идиомы.

Рассмотрим следующий пример: русский фразеологизм «отпетый дурак» означает бестолковый, крайне неразумный человек (глупый, чрезвычайно глупый или бестолковый человек).

Компонент «отпетый» соотносится с религиозным кодом культуры и отражает знания о церковном обряде, совершаемом над телом умершего. В основе образа лежит метафора, уподобляющая очень глупого человека покойнику, над телом которого совершен обряд отпевания [1].

Человек, которого отпели как покойника, символически осмысливается как «пропавший, вычеркнутый из списка достойных жизни людей». Фразеологизм в целом выступает в роли эталона неумного, неадекватно ведущего себя человека и используется при характеристике как мужчины, так и женщины.

Данное положение можно также проиллюстрировать на примере английской идиомы «*a smart Aleck*». В словаре [10] этот фразеологизм определяется как 'someone who is annoying because they think they are very clever, or because they always have a clever reply to what people say'. Этимология рассматриваемой ФЕ относит ее к американскому сленгу середины 1860-ых. Джеральд Л. Коэн в книге «Исследования Сленга», Часть 1 [7] связывает происхождение данной идиомы с историей о реальном преступнике Алеке Хоэге. Знаменитый умный вор и мошенник промышлял в Нью-Йорке в 1840-ых. Хоэг, вместе с женой Мелиндой и сообщником, известным как «французский Джек», придумали способ грабежа, названный «Panel Game», в последствие используемый проститутками и их сутенерами для обворовывания глупых клиентов.

Чтобы термин устойчиво закрепился в печати, потребовалось около 20 лет, после 1865 г. выражение стало использоваться и в массовой культуре.

Исследуемая идиома употребляется с неодобрением, а в основе переосмысления лежит метафора. Хотя первоначально данная ФЕ использовалась для характеристики мужских умственных способностей и поведения, в настоящее время она встречается и при описании женщин:

– *Ms. Case, worried that her credit rating might suffer, sent in a check for \$0.00. Now she's worried that the command center will think she is trying to be a smart aleck and that the computers will wreak revenge. Stay tuned [12].*

– *At times she sounds like Groucho Marx. (Come work for me, a lover says when Jane loses her job. Jane says, «I could bring you up on charges for that.» What? «Work harassment in the sexual place») At others she's a smart-aleck sitcom child. («Chips Ahoy!» Jane calls out, flirting with a charter-boat captain.) [9].*

У данной идиомы встречается большое количество синонимов: *smarty, smarty pants, wise guy, wise apple, know-it-all, clever dick, smart ass, wiseacre*, что свидетельствует о значимости этого понятия для данной языковой культуры.

Фразеологическая мотивированность тесно связана с таким понятием, как внутренняя форма фразеологизма, определяемым как мотив переноса, образ (реальный или вымышленный), который лежит в основе обозначения идиомой определенного явления действительности.

Внутренняя форма идиомы соотносится с понятием фразеологического переноса – полного или частичного изменения значения исходного словосочетания (или предложения), в результате которого словосочетание (или предложение) приобретает новое значение и превращается во фразеологизм.

Фразеологический перенос основан на метафоре, метонимии, сравнении и пр. или на их комбинации. Кроме того, символы, исторические факты, пословицы, поговорки, афоризмы и т.д. могут служить основанием для фразеологизма.

Перенос, основанный на метафоре, определяется как «уподобление одного объекта (явления, действия) действительности другому, связанному с ним на основе реального или воображаемого подобия» [2].

Рассмотрим следующие фразеологизмы с метафорой в переносном значении.

Фразеологическая единица русского языка «(на)мотать на ус» означает запоминать, учитывать на будущее. Происхождение этой идиомы связано с нервной привычкой крутить усы во время размышления. Образ анализируемой ФЕ восходит к древней системе запоминания – к завязыванию узелка «на память» на полах одежды, на ниточках ее тканей, на веревочках, на концах пояса, платка. Компонент «ус» в данном случае символизирует мужскую зрелость, опыт и накопленные знания. ФЕ передает стереотипное представление о внимательном восприятии сказанного, о запоминании чего-либо на будущее.

Метафорические образы следующих идиом построены на основе сравнения с флорой и фауной, подобии различных свойств или характеристик животных:

dumbbunny, anoldfox, dumbox; лиса патрикеевна, гусь лапчатый, желторотый птенец.

В основе метонимии лежит не сходство явлений, как при метафоре, а реально связанные явления.

Например, метонимический перенос во фразеологизме «*abluestocking*» («умная и очень образованная женщина, которая проводит большую часть времени за обучением»), основан на замене реального объекта (женщина) предметом одежды.

Выражение появилось в конце 17-го века и первоначально использовалось, чтобы описать человека, носящего чулки из синей шерсти, (вместо официального принятых из черного шелка). Позже термин использовался для обозначения человека, посещавшего литературные собрания (приблизительно в 1750 г.), проводимые тремя лондонскими женскими обществами, где разрешалась менее официальная одежда. Женщины, которые посещали подобные заседания, прославились как леди в синих чулках или синие чулки.

Перенос, основанный на сравнении, является усилением некоторой характеристики объекта, обозначенного фразеологизмом, посредством сопоставления его с объектом, принадлежащим другому классу (сопоставление двух предметов, явлений, качеств на основании сходства) [2], например: смотреть как баран на новые ворота; глуп как сивый мерин.

Образы в сравнениях, как правило, очень прозрачны семантически, поскольку они основаны на реальных объектах.

Идиома «*(as) mad as a hatter*», когда-то означавшая «абсолютно безумный», теперь обычно трактуется как «сумасшедший», хотя исконное значение неясно и, возможно, означало «раздраженный». Согласно одному из этимологических вариантов этой ФЕ, ее происхождение объясняется следующим образом. Поскольку в процессе выделки фетра, использовавшегося для изготовления шляп, применялась ртуть, шляпники вынуждены были вдыхать ее пары. Шляпники и работники фабрик часто страдали от ртутного отравления, так как пары ртути вредили нервной системе, вызывая такие симптомы, как спутанная речь и искажение зрения. Подобный эффект использования ртути в 19-м веке для создания шляпы и отражен в данном фразеологизме.

Большинство ФЕ обладают, как правило, больше чем одним типом переносного значения. Комбинация различных типов переноса смешивается в одной и той же идиоме с различными культурными и историческими явлениями, например:

- *mother wit* – комбинация метафоры и персонификации, или
- *кисейная барышня* – комбинация метафоры и метонимии,
- *куриные мозги* – комбинация метафоры, метонимии и литоты.

Анализ мотивации и внутренней формы исследуемых языковых единиц выявил, что в основе переосмысления большинства анализируемых ФЕ лежат

метафора, метонимия или, чаще, комбинация различных типов переосмысления как основания переносного значения.

Информация о природе образа, который служит основанием для фразеологического переноса, и о внутренней форме как способе организации ее значения, отражает 'наивные' представления о различных объектах или явлениях (в данном случае – об интеллектуальных способностях человека) и в свою очередь, позволяет описать их культурные и национальные особенности.

В заключение давайте рассмотрим английскую поговорку, «*when an ass climbs a ladder, we may find wisdom in a woman*» [8], отображающую существующий стереотип о мужском господстве и обсуждаемую во многих работах по гендерной лингвистике [3, 13].

В данной поговорке интеллектуальные способности женщины характеризуются отрицательно, а женщина сравнивается с ослом, неспособным принять вертикальное положение, подобно женщине, которая не может обрести мудрость. Другими словами, осла, который мог бы взобраться по лестнице, найти так же трудно, как и мудрую женщину. Особого внимания заслуживает употребление в поговорке глагола *may*, который подразумевает, что даже если будет выполнено условие первой части высказывания, это не послужит гарантией реализации второго действия. Поговорка, таким образом, отражает представление о том, что даже осел умнее и более мудр, чем женщина.

В начале нашего исследования мы предполагали, что анализ мотивации рассматриваемых идиом поможет описать и сравнить существующие гендерные стереотипы об интеллектуальных способностях человека в английском и русском языках, и таким образом позволит показать универсальное и национально-специфическое в образах мужчины и женщины в различных культурах.

Проведенный анализ позволяет утверждать, что, хотя большинство анализируемых ФЕ в сопоставляемых языках обладает отрицательной оценочностью, женское мышление критикуется в большей степени. Наличие во фразеологических единицах данной группы большого количества отрицательных оценочных суждений о женщине подтверждает существование гендерных асимметрий, андроцентризма, то есть ориентированности языка на дефиниции и оценки, производимые с точки зрения доминантного пола, то есть мужчин. Данный факт также свидетельствует, что все исследованные идиомы обезличивают или дегуманизируют женщин. Большинство рассматриваемых фразеологизмов сравнивают женщин с глупыми и вредными животными, ядовитыми растениями и пр. Идиомы в обоих языках удивительно сопоставимы в интенсивности их совокупного женоненавистничества и демонстрируют превосходство мужского пола над женским.

ЛИТЕРАТУРА

1. Большой фразеологический словарь русского языка. Значение. Употребление. Культурологический комментарий / Ответственный редактор В.Н. Телия. – М.: АСТ-ПРЕСС КНИГА, 2006. – 784 с.
2. Зыкова, И. В. Практический курс английской лексикологии = A Practical Course in English Lexicology: учебное пособие для студ. лингв. вузов и фактов ин.яз. 2е изд., испр. – М.: Изд-кий центр «Академия», 2007. – 288 с.
3. Кузнецова, Е.А. Образ женщины как гендерный стереотип в британском художественном дискурсе: системно-функциональный аспект: автореф. дис. ... канд. филол. наук: 10. 02. 19, 10. 02. 04. – Ростов-на-Дону. – 19 с.
4. Кунин, А.В. Англо-русский фразеологический словарь; 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Рус. яз., 1984. – 944 с.
5. Прокопьева, С.М. Механизмы создания фразеологической образности (на мат. языков герм.и тюркской групп): автореф. дис. ... д-ра филол. наук: 10.02.19. – М., 1996. – 37 с.
6. Ставцева, А.А. Концент HUMAN INTELLECTUAL ABILITIES и его объективация во фразеологии современного английского языка: дис. ... канд. филол. наук: 10.02.04. – Иркутск, 2006. – 192 с.
7. Cohen Gerald L. Studies in Slang. Part I. – Frankfurt am Main: Peter Lang, 1985. – 172 p.
8. Concise Oxford Dictionary of Proverbs. – Oxford, New-York: Oxford University Press, 1996. – 316 p.
9. Iovine J. At Home With: Melissa Bank; So Familiar, So Private // The New York Times. – 1999. – July 22.
10. Longman Idioms Dictionary: Over 6 000 Idioms. – USA: Longman, 2000. – 398 p.
11. Penguin Dictionary of Proverbs. – London: Claremont Books, 1995. – 331 p.
12. Nemy E. Metropolitan Diary // The New York Times. – 2001. – July 30.
13. YISA KEHINDE, Yusuf. The sexist correlation of women with the non-human in English and Yoruba proverbs:
<http://www.deproverbio.com/display.php?a=3&r=55>.(Access 03.07.2012.)

РАЦИОНАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ СВОБОДНОГО ВРЕМЕНИ СТУДЕНТОВ

Вишнякова А.А.

metodist_if@mail.ru

Кафедра экономики авиапредприятий

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В условиях динамично развивающегося общества, одной из основополагающих компетенций будущего выпускника высшей школы является временная компетенция личности, а именно, способность организовываться и организовывать свою деятельность. Статья посвящена проблеме эффективной организации личного времени студента

ВВЕДЕНИЕ

Увеличение темпа социально-экономической жизни, рост объема информации, повышение требований к качеству вузовского образования объективно обуславливают необходимость высокой активности личности обучающегося в его повседневной учебной деятельности. В связи с переходом российской высшей школы на новые образовательные стандарты принципиально изменяется внутренняя организация учебного процесса. Одним из ключевых изменений является увеличение объема самостоятельной работы студентов, которая составляет до 60% от общего бюджета времени.

В федеральном государственном образовательном стандарте обозначены важные задачи, стоящие перед высшим образованием:

- 1) развитие и формирование компетенций у студентов,
- 2) подготовка выпускников к быстрой адаптации в изменяющейся ситуации в обществе, что позволит выпускнику стать конкурентоспособным на рынке труда,
- 3) формирование навыков самообразования и самореализации личности,
- 4) определение педагогических стратегий освоения студентами опыта эффективной самоорганизации деятельности и времени [1].

Исходя из перечисленных задач, стоящих перед высшим образованием, появляется новая проблема в высшей школе – научить студентов учиться самостоятельно, эффективно управлять своим временем, приобретать знания из различных источников информации самостоятельным путем, овладеть как можно большим разнообразием видов и приемов организации самостоятельной работы. Однако пока в сложившейся реальной практике обучения не наблюдается желаемой степени самостоятельности студентов.

1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАЦИОНАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СВОБОДНОГО ВРЕМЕНИ

Время – это фундаментальная черта объективной действительности, и ценность, оно универсально и многолико. Это важнейший параметр жизни человека, его прошлое, настоящее и будущее, это ритм и скорость, периоды и этапы жизни человека. Пригожин установил, что время не есть некая данность, оно создается. Собственное время есть и у природных процессов, и у отдельных людей и их сообществ. Собственное время конструируется всем и всеми в каждый момент их бытия.

Научиться использовать ресурс времени рационально, действовать эффективно и добиваться успеха можно, научившись правильно планировать свою деятельность, управлять своими задачами и делами (как долгосрочными, так и краткосрочными), расставлять приоритеты, ставить перед собой цели и достигать их, распределять свою рабочую и учебную нагрузку, находя время и для работы, и для отдыха. И чем раньше удастся освоить навык эффективного управления своим временем, тем быстрее и легче будет добиться мастерства и успеха [2].

Результаты исследований и жизненная практика показывают, что значительное количество людей, особенно молодых, не знает, как с наибольшей пользой и интересом для себя и окружающих проводить свое свободное время, а ведь умение правильно распределить свободное время приобретает огромное значение, поскольку рационализация времени является основой максимально плодотворного результата любой деятельности.

Несмотря на общую картину рационального использования свободного времени молодежи, одной из причин неудовлетворенности в проведении свободного времени, является личная неорганизованность, особенно это касается студентов вузов.

Организуя свое свободное время, следует руководствоваться тремя основными положениями [2].

Во-первых, должна быть направленность в освоении свободного времени. Каждый человек в определенные периоды своей жизни на первый план выдвигает те или иные устремления и желания, которые являются жизненными целями. Они должны служить основой для наиболее разумного использования свободного времени.

Во-вторых, нужно стремиться к наибольшей эффективности свободного времени (коэффициент полезного действия, который получает человек от различных занятий). Сами затраты времени на ту или иную деятельность еще не свидетельствуют, что время расходуется наиболее рационально. Любая досуговая, как и более возвышенная деятельность, должна выполняться с максимальной отдачей.

В-третьих, должно присутствовать отношение человека к свободному времени как своему богатству. Не следует постоянно предпочитать книге ее

экранизацию или ограничивать свое «участие» в спорте посещением спортивных зрелищ.

Кроме этого, очень важно знать факторы, способствующие рациональному использованию свободного времени.

Первый фактор, безусловно, один из важнейших – это наличие достаточного его количества.

Второй фактор, влияющий на использование свободного времени, – удаленность жилья не только от места учебы, но и от учреждений культурного и спортивного назначения. Это увеличивает время на всевозможные переезды и значительно уменьшает фонд свободного времени.

Третий фактор связан с социально-психологическими особенностями человека, его субъективной готовностью к проведению свободного времени, умение сочетать активные и пассивные формы потребления духовных ценностей, стремление к общению.

Помимо этого, большое значение для студентов вузов имеет специальность, по которой они обучаются. Так, объемы свободного времени у студентов, обучающихся по разным специальностям, отличаются. В среднем меньше свободного времени у студентов, обучающихся по техническим специальностям, а больше – у студентов, обучающихся по гуманитарным специальностям. Таким образом, специфика специальности также оказывает влияние на объем свободного времени студентов, влияние данного фактора неоднозначно.

2 ПРАКТИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ЭФФЕКТИВНОМУ ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СВОБОДНОГО ВРЕМЕНИ СТУДЕНТОВ

Неумение студентов правильно, рационально распределять свободное время, может в свою очередь, послужить одной из причин неудачной сдачи первой, в некоторых случаях и последующих сессий.

Поэтому, одна из приоритетных задач высшей школы будет заключаться в помощи студентам в формировании культуры умственного труда студентов, в частности оказание помощи в приобретении навыков по рациональному распределению своего времени, ведь учебный труд в современном вузе – это в основном труд умственный, требующий определенных временных и энергетических затрат.

В число основных учебных умений и навыков принято включать:

1) умение накапливать, творчески перерабатывать информацию и выдавать новую;

2) умение находить на все это время и вести при этом здоровый образ жизни.

В терминах культуры учебного труда эти умения соответственно могут быть представлены как:

1) культура слушания, чтения, конспектирования;

2) владение приемами творческой переработки информации;

3) навыки подготовки сообщения и устного выступления;

4) умение эффективно использовать свое время и вести здоровый образ жизни [3].

В данном случае актуализируется проблема рационального распределения свободного времени. Особенно остро эта проблема стоит перед молодежью. Для более рационального использования свободного времени студенческая молодежь может использовать следующие принципы тайм-менеджмента:

– принцип заблаговременности позволяет грамотно организовать подготовку к экзаменам. Главное – это заранее планировать события, связанные с учебой, работой или досугом. Чем плохо постоянно находиться в состоянии, когда «сроки поджимают»? Во-первых, нарастает эмоциональное напряжение, во-вторых, спешка ведет к увеличению количества ошибок, в-третьих, большой объем информации, которую надо «упаковать» в свой мозг за небольшой промежуток времени, быстро забывается;

– принцип фиксации событий заключается в том, чтобы не стараться держать все в голове, а фиксировать на носителях информации. Таким носителем может быть обычная тетрадь, ежедневник, планинг, органайзер в мобильном телефоне или специальная программа на компьютере. Ведение планировщиков позволяет наглядно представлять свою загруженность;

– принцип параллельности дел. Если одновременно приходится учиться и работать, то необходимо освоить технику «сэндвича». Суть этой техники заключается в том, что когда человек занят каким-то делом, не требующим от него активной вовлеченности и сильной сосредоточенности, параллельно он занимается каким-то другими делами, которые можно выполнить здесь и сейчас. К примеру, можно по пути с института читать книгу, переписывать лекции, делать домашнее задание, учить иностранные слова с mp3-плеером. Здесь очень важно быть чувствительным к ситуациям, когда время можно заполнить одновременно несколькими полезными делами;

– принцип осознанного отдыха. Помимо работы и учебы хочется иметь свободное время, чтобы встречаться с друзьями, ходить в кино, читать книги и т.д. Многие из студентов не умеют отдыхать: или просто не могут отключиться от дел и расслабиться, или отдыхают так, что на следующий день чувствуют себя крайне плохо. Как бы то ни было, к отдыху следует подходить вдумчиво: отвести себе время для встреч с друзьями, заранее планировать совместное времяпрепровождение с семьей. Даже в течение дня нужно делать перерывы в работе, чтобы восполнить внутренние ресурсы. Отдыхом может быть и чтение книг и просмотр телевизора, если вы в этом есть потребность. Также хорошо отвлекаться помогают занятия спортом, особенно в компании друзей;

– принцип гибкости. Надо быть гибким и своевременно реагировать на изменения в расписании дня. Если запланированная встреча с друзьями переносится, то можно использовать свободное время для саморазвития: почитать книги, сходить в музей, посетить тренинг по управлению временем, позвонить старым знакомым. Надо менять местами свои планы, если это

возможно, и помнить, что планирование – это один из вариантов развития событий, который может быть скорректирован в нужном направлении. Главное – ценить свое время и наполнять его полезными делами.

Эти принципы позволят студенческой молодежи:

1) более эффективно организовать себя и успевать как можно больше. Таким образом, у них будет зарезервировано место под отдых, грамотно организован учебный процесс и будет находиться время для работы и освоения профессиональных вершин;

2) повышать долю развивающих форм использования свободного времени (спорт, чтение, посещение культурных учреждений);

3) снизить объем времени, проведенного в Интернете, в социальных сетях, за компьютерными играми и другими неэффективными формами использования свободного времени.

Подводя итог вышеизложенному, можно сказать, что повышение эффективности и рациональности использования свободного времени зависит от двух доминант – объективных условий (объем свободного времени, наличие у человека ресурсов – финансовых, материальных) и субъективных (мотивация, желания человека).

Но как бы рационально и эффективно мы не использовали свое время, прежде всего, необходимо уяснить одно, что свободное время – это ценность, которую нужно использовать для саморазвития, самосовершенствования личности человека, приобретения новых знаний, умений, навыков, которые пригодятся впоследствии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Приказ об утверждении и введении в действие федерального государственного образовательного стандарта высшего профессионального образования по направлению подготовки 080200 Менеджмент, (квалификация (степень) бакалавр) от 20.05.2010 г. № 544.
2. Архангельский, Г.А. Организация времени: от личной эффективности к развитию фирмы. / Учеб. пособие. – СПб.: Питер, 2008. – 425 с.
3. Тайм-менеджмент студента университета: учебное пособие/ М.А. Реунова; Оренбургский Гос. университет. – Оренбург: ОГУ, 2012.

УПРАВЛЕНИЕ ЗНАНИЯМИ В АВИАЦИОННОМ ВУЗЕ

Шутова Т.А.

tatyana.66@mail.ru

Кафедра экономики авиапредприятий
Иркутский филиал МГТУ ГА

Проанализировано понятие «управление знаниями». Рассмотрены термины «явные знания» и «неявные знания». Обосновано, что процесс управления знаниями включает использование различных методов в зависимости от особенностей того или иного этапа организации приобретения и освоения новых знаний. Показано, что эффективное использование интеллектуального капитала и, соответственно, профессиональной компетентности кадров являются необходимым условием для повышения конкурентоспособности образовательного учреждения.

Особенность профессионального образования в гражданской авиации состоит в том, что оно обладает наднациональной спецификой и значимостью. В гражданской авиации, как нигде, велика роль нематериальных активов, а управление знаниями и информацией является одной из основных компетенций.

Управление знаниями – это совокупность мероприятий в области управления, направленных на применение знаний, которыми располагает образовательное учреждение, с целью создания прибыли. При этом под прибылью понимается не только её денежное выражение, но и формирование интеллектуального капитала образовательного учреждения. Ведь в современном обществе именно интеллектуальный капитал становится основой богатства, определяет конкурентоспособность экономических систем, в том числе и образовательных, выступает ключевым ресурсом их развития.

На сегодняшний день нет единого мнения как по поводу трактовки определения интеллектуального капитала, так и по содержанию составляющих его частей. Мы разделяем подход Л. Эдвинссона, М.С. Мэлоуна, Т. Стюарта, В. Иноземцева, которые рассматривают интеллектуальный капитал как единство человеческого, структурного и потребительского капиталов [1, 2].

Рассмотрим знания как ресурс и объект управления. В теории управления знаниями существуют два весьма важных термина: «явные знания» (explicit knowledge) и «неявные знания» (tacit knowledge).

Явные знания могут быть высказаны, записаны и переданы. Это объективные знания, выражаемые в правилах и определениях. Их легко собирать, хранить и передавать в электронном или ином виде. Большая часть таких знаний – это те знания, о которых мы знаем, что можем выразить их в словах. Неявные знания включают «ноу-хау», оценки, опыт, интуицию, секреты мастерства и навыки. Они существуют, но не высказываются. С точки зрения управления первым видом знания (определённым) управлять намного легче,

чем вторым (неявным); в то же время общепризнанно, что именно последнее является важным источником конкурентного преимущества организации. А это по-новому ставит вопрос практически о всех аспектах управления человеческим капиталом.

Кроме того, можно говорить о двух наиболее распространенных определениях знаний. Одно из них довольно специфично и практично, другое – общего характера. В первом случае утверждается, что знания представляют собой практическую информацию, которая активно управляет процессами выполнения задач, решения проблем и принятия решений. При этом управлять знаниями – значит систематически, точно и продуманно формировать, обновлять и применять их с целью максимизации эффективности образовательного учреждения и прибыли от активов, основанных на знаниях. Наряду с этим можно утверждать, что знания представляют собой любое слово, факт, пример, событие, правило, гипотезу или модель, которые усиливают понимание или исполнение в определенной области деятельности или дисциплины. Применительно к этому управление знаниями означает формализацию и доступ к практическому опыту, знаниям и экспертным данным, которые создают новые возможности, способствующие совершенствованию деятельности, стимулирующие инновации и увеличивающие потребительскую стоимость.

При этом обратите внимание на ключевую фразу – «активно управлять процессами выполнения задач...» – т.е. «побуждать к действиям». Вероятно, нужно забыть о том, что «хорошо просто иметь» знания, которые ни для каких действий вам не нужны. Такие знания скапливаются в виде стопок бумаг, которые никто не читает, баз данных, которые никто не использует, и архивов, которые никто не посещает. Есть ли в вашем образовательном учреждении такие «свалки данных»? В таком случае вы просто понапрасну тратите ресурсы, которые можно было бы использовать ещё для чего-то. Действия, или способность предпринять действия – вот что делает знания ценными. Это самый важный критерий знаний внутри образовательного учреждения.

Таким образом, на современном этапе развития общества знания представляют собой то, что многие образовательные учреждения все в большей степени производят, продают и приобретают. Вузам приходится решать такие сложные задачи, которые заставляют их развивать передовые знания и максимально эффективно использовать их. Можно выделить две основные задачи, которые решает управление знаниями. Одна – это эффективность, использование знаний для «роста производительности» путем увеличения быстродействия или снижения затрат. Другая – инновации, создание новых образовательных продуктов и услуг, и, что самое главное, новых знаний. В итоге использование интеллектуального капитала и связанная с этим профессиональная компетенция кадров обеспечивают выживание и экономический успех образовательного учреждения.

В конкретном приложении управление знаниями как функция и как вид управленческой деятельности охватывает:

- практику придания дополнительной ценности имеющейся информации путем выявления, отбора, синтеза, обобщения, хранения и распространения знаний;

- придание знаниям потребительского характера таким образом, чтобы они представляли собой необходимую и доступную для пользователя информацию;

- создание интерактивного обучающего окружения, где люди постоянно обмениваются информацией и используют все условия для усвоения новых знаний.

Функция управления знаниями охватывает использование различных методов в зависимости от особенностей того или иного этапа организации приобретения и освоения новых знаний. В литературе рассматриваются различные подходы к подразделению данного процесса на этапы с разной степенью детализации (Т. Стюарт, Э.Тоффлер и др.). В табл. 1 приводится вариант, учитывающий как имеющиеся предложения, так и реальные цели и потребности выявления и использования необходимых знаний.

Таблица 1. Этапы управления знаниями.

1. Определить	какие знания имеют решающее значение для успеха
2. Собрать	приобретение существующих знаний, опыта, методов и квалификации
3. Выбрать	поток собранных, упорядоченных знаний, оценка их полезности
4. Хранить	отобранные знания классифицируются и вносятся в организационную память (в человеческую, на бумаге, в электронном виде)
5. Распределить	знания извлекаются из корпоративной памяти, становятся доступными для использования
6. Применить	при осуществлении обучения, решении проблем, принятии решений, поиске идей
7. Создать	выявляются новые знания путем наблюдения за обучающимися, обратной связи, причинного анализа, эталонного тестирования, опыта, исследований, экспериментирования, креативного мышления, разработки данных
8. Продать	на основе интеллектуального капитала - новые образовательные продукты и услуги, которые могут быть реализованы вне образовательного учреждения

На этапе «Определить» необходимо установить, какие основные знания имеют решающее значение для успеха и в связи с этим – каков уровень компетенции работников в каждой области знаний. Создаются обучающие программы и системы обеспечения.

Переходя к этапу «Собрать», необходимо приобретать существующие знания, опыт, методы и квалификацию, необходимые для создания доменов выбранных базовых знаний. На этапе «Выбрать» рассматривается постоянный поток собранных, упорядоченных знаний и оценивается их полезность. Должна быть определена единая структура как основа организации и классификации знаний, предназначенных для хранения в базе. Этап «Хранить» выделяется для того, чтобы отобранные знания классифицировались и вносились в корпоративную память. Профессиональный интеллект организации должен быть также частью этой памяти.

В этой связи к профессиональным знаниям следовало бы отнести:

- познавательные знания («знаю, что»): мастерское владение базовой дисциплиной, достигаемое профессионалами путем интенсивного обучения и сертификации;

- педагогическое мастерство («знаю, как»): переводит «книжное обучение» в эффективное исполнение. Способность применять правила, относящиеся к определенной дисциплине, для решения сложных реальных проблем. Это наиболее распространенный уровень профессионализма, создающий образовательные ценности;

- системное понимание («знаю, почему»): глубокое знание всей системы взаимоотношений, причин и следствий, лежащих в основе определенной дисциплины;

- личная мотивация творчества («хочу знать, почему») охватывает волю, мотивацию и настроенность на успех.

Образовательные учреждения, воспитывающие в своих сотрудниках стремление к знанию («хочу знать, почему»), преуспевают перед лицом быстро текущих изменений и обновляют свои знания, педагогическое мастерство и понимание систем, с тем, чтобы конкурировать на рынках образовательных продуктов и услуг.

На этапе «Распределить» знания извлекаются из корпоративной памяти и становятся доступными для использования. Последний этап – это «Продать». В его рамках на основе интеллектуального капитала создаются новые образовательные продукты и услуги, которые могут быть реализованы вне образовательного учреждения. Прежде чем этот этап становится возможным, другие этапы должны достичь определенной фазы зрелости.

Нами рассмотрен лишь незначительный объём работы, предстоящий «продвинутым» образовательным учреждениям. Активизация работ по управлению знаниями окажет серьёзное влияние, как на индивидуальную эффективность функционирования авиационного вуза, так и на конкурентоспособность подготовки авиационных кадров на глобальном рынке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Эдвинссон Л. Корпоративная долгота. Навигация в экономике, основанной на знаниях. М.: ИНФРА, 2005. – 68 с.
2. Эдвинссон Л., Мэлоун М. Интеллектуальный капитал // Новая постиндустриальная волна на Западе. Антология, под ред. В.Л. Иноземцева. М.: Academia, 1999. – С.435-436.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ЛОУКОСТ-АВИАКОМПАНИЙ В РОССИИ

Воробьева Е.В.

Тульский институт управления и бизнеса им. Н.Д. Демидова
(г. Тула)

Бурное развитие лоукост – авиакомпаний, которые предлагают перелеты по низким ценам, – сегодня мировой тренд. Как отмечают эксперты, билеты на рейсы бюджетных авиакомпаний все больше и больше завоевывают популярность, позволяя экономить от 30 до 40%. В работе рассматриваются перспективы и проблемы появления лоукост-авиакомпаний в России.

Такой способ авиаперелетов впервые был предложен в США. В 1971 году компания Саузвест Эйрлайнс решила таким образом привлечь к себе клиентов и завоевать часть рынка авиаперевозок. В Европе такие компании появились лишь в середине девяностых, перелеты осуществлялись между мелкими городами без использования стыковок в больших центральных аэропортах. Для России и стран СНГ такой способ перелетов достаточно нов - иностранные компании начали приходить на авиационный рынок России а и предлагать лоукост с 2006 года.

У лоукост компаний есть и ряд преимуществ, из-за которых они пользуются такой широкой популярностью. Второстепенные аэропорты часто не загружены потоком пассажиров, посадка здесь происходит быстрее, здесь нет больших очередей и долгих проверок. Соответственно, это не приведет к задержке рейса. Бронирование авиабилетов всегда можно выполнить дистанционно, воспользовавшись интернетом и не отходя от своего домашнего компьютера. Это также избавляет от необходимости тратить время на поездку к кассам и ожидание в очереди. Также плюсом является хорошая статистика лоукост-полетов, а это значит, что самолеты здесь довольно хорошо обслуживаются.

Главным недостатком лоукост является недостаточный уровень обслуживания и комфорта. Очень часто компании увеличивают количество

мест в самолете, а некоторые планируют даже вводить стоячие места. Здесь также нет разграничения на классы, все летят в одном общем салоне. Конечно же, все это частично оправдывается невысокой ценой авиабилета.

Отрицательным моментом также является то, что билеты нужно покупать задолго до планируемого путешествия. Чем дольше вы будете медлить с покупкой билета, тем дороже он вам обойдется. Эти билеты невозможно обменять или сдать обратно в авиакассы. Вылет всегда происходит из второстепенных аэропортов, которые, как правило, находятся далеко за городом. То же самое касается и прилета, здесь непременно возникнут дополнительные расходы на трансфер из аэропорта. Аэропорт может находиться даже в 100 км от необходимого места назначения. Все дополнительные услуги также будут платными, включая перевозку багажа и пользование туалетом.

Для обслуживания отечественных и иностранных лоукост-авиакомпаний в России необходимо создавать бюджетные аэропорты. В настоящее время в качестве бюджетных аэропортов рассматриваются аэропорт в Калужской области (Ермолино), во Владимире, а также военный аэропорт в Твери (Мигалово).

Для появления отечественного лоукостера необходимы законодательные изменения. В частности, речь идет о поправках в ст.108 Воздушного кодекса РФ, которая запрещает пассажиру продавать невозвратные билеты, и ст. 56, которая предусматривает возможность привлечения пилотов-нерезидентов. Также необходимо внести изменения в федеральные авиационные правила, в частности, предусматривающие оплату пассажиром своего багажа (на сегодняшний день 10 кг багажа пассажир везет бесплатно) и разрешающие лоукостерам не кормить пассажиров на рейсах.

Анализ европейских рынков бюджетных авиаперевозок показывает жизнеспособность модели лоукоста. Именно они перенесли экономический кризис лучше всего, а крупнейшим из них даже удалось сохранить прибыль, в то время как многие, так скажем, традиционные авиакомпании понесли существенные убытки или вообще покинули рынок. Между тем европейские бюджетные авиаперевозчики уже выходят на российский рынок и вполне могут занять наиболее выгодные направления Западной и Центральной Европы и рынок перелетов в страны СНГ. Дело в том, что лоукостеры Easyjet и Wizzair, пришедшие в Россию, уже имеют преимущества перед отечественными компаниями: они подчиняются национальным законодательствам стран, где они зарегистрированы (Великобритании и Венгрии) и правилам Евросоюза. А там уже предусмотрены возможность отказа от питания, невозвратные билеты и прочее.

Очевидно, что для России не подходит модель лоукост в «чистом» виде, скорее, речь идет о гибридной модели – такой перевозчик будет интересен и турбизнесу, хотя у обычных лоукостеров нет необходимости сотрудничать с туристическими компаниями, поскольку билеты и так продаются по

минимальной цене. Кроме того, в целях экономии средств дискаунтеры не продают билеты через агентские сети и системы бронирования, и купить билет можно только через их сайт. Другое дело – авиаперевозчики, работающие по гибридной модели – они используют различные каналы продаж, готовы выполнять чартерные рейсы, а в целом – подстраиваются под запросы рынка.

Основными проблемами российских лоукостеров называют издержки, таможенные пошлины, ошибки при формировании парка самолетов. Надо сказать и об основных особенностях функционирования отечественного лоукоста. Не способствует развитию этой сферы деятельности не только законодательство РФ, но и особенности российской авиации:

- низкотемпературный режим и протяженность маршрутов, обусловленные площадью страны и климатическими поясами, формирует достаточно высокую цену на билеты относительно европейских аналогов;

- временное существование гибридной версии лоукост чартера;

- плохо прогнозируемая скорость обслуживания воздушных судов, что влечет за собой частые задержки вылетов;

- низкий уровень осуществления авансовых платежей клиентами через Интернет, что значительно снижает способность авиадискаунтеров заранее приобретать топливо по сниженным ценам фьючерсных договоренностей;

- отсутствие активной внутренней конкуренции, что в целом не способствует улучшению качества сервиса;

- монополизация авиаперевозок.

В последние годы лоукост авиакомпания приобретают всё большую популярность у всех возрастов и рангов, поскольку это по-настоящему выгодный способ попасть из пункта А в пункт Б выгодно, быстро и качественно. Особым спросом данные услуги пользуются у молодёжи, которая любит скорость и низкие цены, и пожилых людей. Некоторые эксперты считают, что лоукост авиакомпания – это будущие абсолютные лидеры рынка данного типа перевозок, поскольку их преимущества очевидны, а качество услуг при тех же низких ценах постоянно повышается, в том числе и из-за конкуренции на рынке. Появление таких компаний в России можно рассматривать как одно из перспективных направлений развития гражданской авиации.

Именной указатель

А

- Арефьев Р.О.51, 69
Астраханцев О.Н.26
Астраханцева Н.Г.96

Б

- Барманов И.С.164
Барсуков А.Г.209
Братусь С.Ю.189

В

- Вайчас А.А.142
Винокурова Э.А.142
Вишнякова А.А.257
Воробьев С.А.36
Воробьева Е.В.266
Вшивков Ю.Ф.196, 202, 228

Г

- Галушко Е.А.196, 202, 228
Голованов И.С.136
Горбачев О.А.17

Д

- Диль В.Ф.113
Добрынин Н.А.129

Е

- Ерохин В.В.78

Ж

- Жуковский А.С.63

З

- Забобин В.А.185
Задорожний С.П.107

И

- Исаев А.И.159, 170

К

- Караваев А.Ю.174
Кивокурцев А.Л.122
Киренчев А.Г.159
Кобылкин Ю.И.85
Колесов С.С.214
Кривель С.М.31, 196, 202, 228
Кузнецов С.Н.219
Кузнецова Н.Б.246
Курдюков Ю.А.11

Л

- Лукасов В.В.223

М

- Майрович Ю.И.155, 182
Малов А.Н.142, 218
Матвеев В.Н.113
Милюкин А.М.63
Мухопад А.Ю.91

Н

- Нго Туен Куанг.170
Никушкин Н.В.223

П

- Павлов П.В.218
Патрикеев О.В.45
Попов В.М.149
Портнов М.А.54, 178
Портнова Т.Ю.242

Р

- Рыжков Д.А.76

С

Сафарбаков А.М.	155, 182
Скоробогатов С.В.	159
Скребнев П.В.	63
Скрыпник О.Н.	69
Соколов О.А.	102
Соколова В.В.	233
Сосновский М.Ю.	85
Ставцева А.А.	250

Т

Туринцев С.В.	54
--------------------	----

У

Убайчин А.В.	57
Ус Н.А.	107
Усенко А.Н.	155, 182
Устинов В.В.	129

Х

Ходацкий С.А.	174
--------------------	-----

Ч

Черепанов В.В.	228
Чоккой В.З.	192

Ш

Шляпкина К.А.	238
Шутова Т.А.	262
Шушарин В.А.	174

Я

Яковлев Е.С.	76
-------------------	----

Для заметок

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИИ

СБОРНИК ТРУДОВ
IV научно-практической конференции преподавателей,
научных работников и аспирантов
3-5 декабря 2013 г.

Подписано в печать 25.03.2014.

Печать трафаретная
136 печ.л.

Формат 21x29/2
Заказ № 395

16,49 уч.-изд.л.
Тираж 100 экз.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
664047, г. Иркутск ул. Коммунаров, д.3*

*Редакционно-издательский отдел
664050, г. Иркутск ул. Байкальская, д.261 «А»*

ISBN 978-5-9902240-5-6

© ИФ МГТУ ГА, 2014